

DISEÑO Y SIMULACIÓN DE UN PROTOTIPO DE UN VEHÍCULO AÉREO NO  
TRIPULADO DE DESPEGUE VERTICAL Y VUELO HORIZONTAL.

Juan Diego Osorio Ospina

CC. 1087560059

Trabajo de Grado presentado para optar al título de Ingeniero Mecánico

Asesor: Adonái Zapata Gordon, Magíster (MSc) en Ingeniería Aeronáutica.

Facultad de Ingeniería Mecánica  
Universidad Tecnológica de Pereira  
Pereira, Colombia

2021

## **DEDICATORIA**

Le otorgo esta meta cumplida a mis padres y hermana, por haberme brindado todo su apoyo y esfuerzo para poder cumplir uno de mis más grandes retos.

## **AGRADECIMIENTOS**

Agradezco a mi familia por su apoyo incondicional durante toda mi carrera profesional.

Agradezco a la Universidad Tecnológica De Pereira por toda su enseñanza brindada.

## CONTENIDO

1. DEFINICIÓN DE LA PROPUESTA .....	8
1.1 Introducción.....	8
1.2 Problema de Investigación.....	8
1.3 Regiones en Colombia con más Pérdidas de Alimentos .....	9
1.4 Objetivos.....	9
1.4.1 General .....	9
1.4.2 Específico .....	9
1.5 Justificación .....	9
2. FUNDAMENTOS GENERALES DE AERONAUTICA Y PRINCIPIOS AERODINAMICOS .....	10
2.1 Variables Atmosféricas en la Aeronáutica .....	10
2.2 Fluido.....	10
2.3 Presión .....	10
2.4 Temperatura.....	10
2.5 Densidad .....	11
2.6 Viscosidad Dinámica.....	11
2.7 Ecuación de Bernoulli .....	11
2.8 Angulo de Ataque.....	12
2.9 Numero de Reynolds .....	12
2.10 Factor de Alargamiento .....	13
2.11 Coeficientes .....	13
2.11.1 Cálculo de Coeficiente de Sustentación .....	13
2.11.2 Cálculo de Coeficiente de Resistencia al Avance .....	14
2.11.3 Cálculo de Coeficiente de Momento de Cabeceo .....	14
2.12 Características del Perfil Alar o Aerodinámico .....	15
2.12.1 Perfil Alar .....	15
2.12.2 Tipo de Perfiles Aerodinámicos .....	16
2.13 Características del Ala .....	17
2.13.1 Posición del Ala .....	17
2.13.2 Formas del Ala .....	18
2.14 Tipos y Usos de Aeronaves .....	19
2.14.1 Aeronaves de Vuelo Vertical (Ala Rotativa) .....	19

2.14.1.1	Tipo de Aeronave de Ala Rotativa.....	19
2.14.2	Aeronaves de Ala Fija .....	20
2.14.2.1	Tipo de Aeronaves de Ala Fija .....	20
2.14.2.2	Uso de las Aeronaves .....	20
2.15	Aeronaves Tipo VANT .....	21
2.15.1	Clasificación General de los VANT.....	22
2.15.2	Clasificación de UAV Según Tipo de Ala .....	22
2.15.2.1	UAV de Ala Fija .....	22
2.15.2.2	UAV de Ala Rotativa.....	23
2.15.3	UAV Tipo VTOL .....	24
2.15.3.1	Sistemas de Propulsión Igual para Vuelo Vertical y Horizontal .....	24
2.15.3.2	Sistemas de Propulsión Diferente para Vuelo Vertical y Horizontal .....	26
2.16	Simulación .....	26
2.16.1	Geometría .....	26
2.16.2	Generación y Selección de Malla.....	27
2.16.3	Volumen de Control .....	27
2.16.4	Contorno de Presión (Pressure Contour).....	27
2.16.5	Contorno de Velocidad (Velocity Contour) .....	28
2.16.6	Viscosidad de Turbulencia (Eddy Viscosity).....	28
3.	DISEÑO Y SIMULACIÓN DE UN VANT DE DESPEGUE VERTICAL Y VUELO HORIZONTAL .....	29
3.1	Antecedentes de las Aeronaves .....	29
3.1.1	Primera Aeronave.....	29
3.1.2	Prototipo del futuro del KLM y DELFT (FLYING-V).....	30
3.1.2.1	Diseño del Avión del Futuro (MAVERIC) .....	31
3.2	Diseño de un Prototipo VANT de Despegue Vertical y Vuelo Horizontal.....	31
3.2.1	Diseño del Fuselaje .....	31
3.2.2	Diseño de Cola (Estabilizador Vertical y Horizontal) .....	32
3.2.3	Perfil Aerodinámico .....	33
3.2.4	Ensamble .....	34
3.3	Simulación ANSYS .....	35
3.3.1	Estructura ANSYS FLUENT .....	35
3.3.2	Simulación Perfil Aerodinámico .....	36

3.3.3	Generación de Malla para el Perfil Alar.....	37
3.3.4	Contornos de Presión, Velocidad y Viscosidad para Perfil Alar .....	37
3.3.4.1	Modelo de Turbulencia para la Simulación.....	37
3.3.5	Simulación del Ala.....	39
3.3.6	Volumen de Control del Ala .....	40
3.3.7	Generación de Malla para la Superficie Alar .....	40
3.3.8	Contornos de Presión, Velocidad y Viscosidad del Ala.....	41
3.3.9	Simulación de la Aeronave .....	42
3.3.10	Volumen de Control de la Aeronave.....	43
3.3.11	Generación de Malla para la Aeronave .....	44
3.3.12	Contornos de Presión, Velocidad y Viscosidad de la Aeronave .....	44
3.4	Avance en la construcción de la aeronave tipo VANT .....	45
4.	RESULTADOS.....	46
4.1	Resultado 1: Diseño de la Aeronave.....	46
4.2	Resultado 2: Simulación Perfil Alar .....	46
4.2.1	Graficas de Contorno de Presión, Velocidad y Viscosidad del Perfil Alar A 0° .....	47
4.2.2	Graficas de Contorno de Presión, Velocidad y Viscosidad del Perfil Alar A 5° .....	48
4.2.3	Graficas de Contorno de Presión, Velocidad y Viscosidad del Perfil Alar A 10° .....	49
4.3	Resultado 3: Simulación del Ala .....	51
4.3.1	Graficas de Contorno de Presión, Velocidad del Ala A 0° .....	51
4.3.2	Graficas de Contorno de Presión, Velocidad del Ala A 5° .....	52
4.3.3	Graficas de Contorno de Presión, Velocidad del Ala A 10° .....	53
4.4	Resultado 4: Simulación de la Aeronave.....	54
4.4.1	Graficas de Contorno de Presión, Velocidad de la Aeronave A 0°.....	54
4.4.2	Líneas de Flujo de la Aeronave.....	55
4.5	Resultado 5: Coeficientes de Levantamiento y Arrastre .....	56
5.	CONCLUSIONES, RECOMENDACIONES Y TRABAJOS FUTUROS .....	58
5.1	Conclusiones.....	58
5.2	Recomendaciones a Trabajos Futuros .....	58
6.	BIBLIOGRAFÍA .....	59
7.	ANEXOS .....	62

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2.1 Principio de Bernoulli aplicado en un ala.[1] .....	12
Figura 2.2 Angulo de ataque en un perfil alar.[4] .....	12
Figura 2.3 Momento de cabeceo. [9].....	14
Figura 2.4 Perfil Alar NACA 2415.[11] .....	15
Figura 2.5 Partes y del Perfil Alar.[10] .....	15
Figura 2.6 Tipos de Perfiles Aerodinámicos.[12] .....	16
Figura 2.7 Ala Alta (CESSNA 182 SKYLANE). [Autor] .....	17
Figura 2.8 Ala Media (EXTRA 300sp). [Autor] .....	17
Figura 2.9 Ala Baja (MARACANA). [Autor] .....	18
Figura 2.10 Formas De Alas.[13] .....	18
Figura 2.11 Aeronave De Ala Fija (Boeing 787-9). [Autor].....	20
Figura 2.12 Aeronave De Entrenamiento (Slingsby T-67 Firefly)[17].....	21
Figura 2.13 Aeromodelo Ala Fija (Avistar Elite 46 Tráiner). [Autor].....	22
Figura 2.14 Drone Cuadricóptero (Tello Djii). [Autor] .....	23
Figura 2.15 Helicóptero (Syma S36). [Autor].....	23
Figura 2.16 UAV Tipo VTOL (Nimbus 1800)[20].....	24
Figura 2.17 UAV Tipo VTOL (Bell-Boeing V-22 Osprey)[21] .....	24
Figura 2.18 UAV tipo VTOL (LTV XC-142)[23] .....	25
Figura 2.19 UAV Tipo VTOL (Bell X-22A)[24] .....	25
Figura 2.20 UAV Tipo VTOL (Esquema Propulsión)[20] .....	26
Figura 2.21 Modelo UAV tipo VTOL.[26].....	26
Figura 2.22 Volumen De Control.[27] .....	27
Figura 2.23 Contorno De Presión (Pressure Contour). [Autor] .....	27
Figura 2.24 Viscosidad De Turbulencia (Eddy Viscosity). [Autor] .....	28
Figura 3.1 Fuselaje en material compuesto.[31] .....	29
Figura 3.2 Clément Ader (Éole).[33] .....	30
Figura 3.3 KLM And DELFT(FLYING-V).[35] .....	30
Figura 3.4 Airbus Maveric.[37].....	31
Figura 3.5 Plano Fuselaje VANT. [Autor] .....	32
Figura 3.6 Diseño Fuselaje CAD. [Autor] .....	32
Figura 3.7 Plano Estabilizador Vertical Y Horizontal. [Autor] .....	33
Figura 3.8 Diseño CAD Estabilizador Vertical Y Horizontal. [Autor].....	33
Figura 3.9 Perfil Aerodinámico (Clark Y).[38].....	33
Figura 3.10 Diseño Del Ala Con Respectiva Conicidad. [Autor] .....	34
Figura 3.11 Diseño Completo Y Ensamble Del VANT Tipo VTOL. [Autor].....	35
Figura 3.12 Software ANSYS FLUENT y Estructura. [Autor] .....	36
Figura 3.13 Geometría Perfil Aerodinámico. [Autor].....	36
Figura 3.14 Malla Perfil Aerodinámico. [Autor] .....	37
Figura 3.15 Grafica Efectos Residuales Perfil Alar A 0°. [Autor].....	38
Figura 3.16 Grafica Efectos Residuales Perfil Alar A 5°. [Autor].....	38
Figura 3.17 Grafica Efectos Residuales Perfil Alar A 10°. [Autor].....	38

Figura 3.18 Geometría Del Ala. [Autor] .....	39
Figura 3.19 Volumen De Control Para El Ala. [Autor] .....	40
Figura 3.20 Malla Superficie Alar. [Autor].....	41
Figura 3.21 Grafica Efectos Residuales Superficie Alar A 0°. [Autor] .....	41
Figura 3.22 Grafica Efectos Residuales Superficie Alar A 5°. [Autor] .....	42
Figura 3.23 Grafica Efectos Residuales Superficie Alar A 10°. [Autor] .....	42
Figura 3.24 Geometría De La Aeronave. [Autor] .....	43
Figura 3.25 Volumen De Control De La Aeronave. [Autor] .....	43
Figura 3.26 Grafica Efectos Residuales Aeronave A 0°. [Autor] .....	44
Figura 3.27 Construcción Modelo UAV. [Autor] .....	45
Figura 4.1 Diseño De Modelo Aeronáutico Tipo VTOL. [Autor] .....	46
Figura 4.2 Grafica De Presión Con Angulo De Ataque A 0°. [Autor] .....	47
Figura 4.3 Grafica De Velocidad Con Angulo De Ataque A 0°. [Autor] .....	47
Figura 4.4 Grafica De Viscosidad Con Angulo De Ataque A 0°. [Autor].....	48
Figura 4.5 Grafica De Presión Con Angulo De Ataque A 5°. [Autor] .....	48
Figura 4.6 Grafica De Velocidad Con Angulo De Ataque A 5°. [Autor] .....	49
Figura 4.7 Grafica De Viscosidad Con Angulo De Ataque A 5°. [Autor].....	49
Figura 4.8 Grafica De Presión Con Angulo De Ataque A 10°. [Autor] .....	50
Figura 4.9 Grafica De Velocidad Con Angulo De Ataque A 10°. [Autor] .....	50
Figura 4.10 Grafica De Viscosidad Con Angulo De Ataque A 10°. [Autor].....	51
Figura 4.11 Grafica De Presión Con Angulo De Ataque A 0°. [Autor] .....	51
Figura 4.12 Grafica De Velocidad Con Angulo De Ataque A 0°. [Autor].....	52
Figura 4.13 Grafica De Presión Con Angulo De Ataque A 5°. [Autor] .....	52
Figura 4.14 Grafica De Velocidad Con Angulo De Ataque A 5°. [Autor] .....	53
Figura 4.15 Grafica De Presión Con Angulo De Ataque A 10°. [Autor] .....	53
Figura 4.16 Grafica De Velocidad Con Angulo De Ataque A 10°. [Autor].....	54
Figura 4.17 Grafica De Presión Con Angulo De Ataque A 0°. [Autor] .....	55
Figura 4.18 Grafica De Velocidad Con Angulo De Ataque A 0°. [Autor].....	55
Figura 4.19 Grafica De Líneas De Flujo Para El Aeronave. [Autor].....	56
Figura 4.20 Tabla de Coeficientes Perfil Alar [40] [Autor] .....	56
Figura 4.21 Tabla de Coeficientes Aeronave. [Autor] .....	56

# CAPITULO 1

## 1. DEFINICIÓN DE LA PROPUESTA

### 1.1 Introducción

Los vehículos aéreos no tripulados (en sus siglas VANT) son aquellos que vuelan y hacen su trabajo sin alguna tripulación humana a bordo. Estos son usados actualmente para fotografías aéreas, servicios de vigilancia, usos militares, estudios climatológicos y otros fines de tipo comercial. Los VANT son equipos que han marcado la tendencia en el mercado en los últimos años, dado que estas aeronaves están diseñadas para llegar a lugares que son de difícil acceso dadas sus características como el diseño, el peso que facilitan el reconocimiento de zonas restringidas además no tiene limitaciones de manejo u operación por parte de un piloto.

Con este proyecto se pretende obtener simulaciones de una aeronave no tripulada la cual sirva como plataforma para la ejecución de aplicaciones como agricultura de precisión y otras que involucren procesamiento de información o captura de imágenes. El diseño se realizará primero que todo realizando una búsqueda de los requerimientos generales que cumplan con los requisitos que regulan su operación en territorio nacional; se realizará el diseño integral de la aeronave dividido en etapas las cuales son: diseño teórico, el cual es basado en la determinación de las dimensiones del de la aeronave y la simulación del comportamiento de la misma en diferentes condiciones de vuelo, análisis estructural y diseño de componentes.

### 1.2 Problema de Investigación

**¿Es posible mejorar las condiciones tanto económicas como sociales y ambientales asociadas a las empresas dedicadas a la vigilancia, riego de cultivos y usos de agricultura?**

Algunas áreas de trabajo a nivel nacional como lo son la vigilancia, agricultura, topología de los terrenos, riegos forestales, monitoreo de control y usos ganaderos entre otras actividades requieren de la obtención de información mediante el uso de Vehículos Aéreos no Tripulados UAV (Unmanned Aerial Vehicle), Por otra parte, las aeronaves de este tipo desarrolladas en Colombia son utilizadas únicamente para fines militares, dejando a un lado las aplicaciones civiles.

Los productos de origen bovino constituyen el 27% del gasto de los consumidores en alimentos y participan con el 4% del PIB total de la economía colombiana, Sin embargo, todos los indicadores de productividad reflejan el bajo nivel tecnológico de la ganadería colombiana. El desarrollo rural requiere de emprendimientos que inviertan en ciencia y tecnología para brindar nuevas herramientas al sector.

Según un estudio realizado por el Centro Internacional para la Agricultura Tropical (CIAT), es trascendental la conformación y/o fortalecimiento de las instituciones o tanques de pensamiento y de investigación tecnológica que hacen un acompañamiento al proceso de desarrollo rural.

En Colombia se desperdician cerca de 9,76 millones de toneladas de alimento al año; de las cuales, 6 millones corresponden a frutas y verduras lo que representa 58% de los alimentos disponibles. El mayor porcentaje de pérdida ocurre en los primeros distribuidores de la cadena. 40,5%; es decir



3,95 millones toneladas, se descartan durante la producción agropecuaria. A esto se le suman las 342.000 toneladas perdidas en pos-cosecha y almacenamiento (3,5%).

### **1.3 Regiones en Colombia con más Pérdidas de Alimentos**

El estudio señaló que la región Centro Oriente conformada por los departamentos de Santander, Norte de Santander, Cundinamarca y Boyacá es la que aparece en primer lugar con la mayor cantidad de alimentos que descarta la producción en pos-cosecha y almacenamiento. En esta región se pierden anualmente 1,7 millones de toneladas (27,7%), Le sigue la región del caribe que corresponde a 1,1 millones de toneladas (18,2%), En tercer lugar, está el Eje Cafetero donde 1,06 millones de toneladas no son aprovechadas (17,1%), La región Pacífico desecha 1,06 millones de toneladas a (17,1%) y los Llanos pierden 678.383 toneladas.

## **1.4 Objetivos**

### **1.4.1 General**

Diseñar y simular un prototipo de un vehículo aéreo no tripulado de despegue vertical y vuelo horizontal

### **1.4.2 Especifico**

1. Seleccionar parámetros y características de los vehículos aéreos no tripulados
2. Diseñar la aeronave de despegue vertical y vuelo horizontal (*Vertical Take-Off and Landing VTOL*). en el programa CAD (SOLIDWORKS).
3. Simular la aeronave de acuerdo con las características de diseño determinadas en el programa (ANSYS FLUENT).

## **1.5 Justificación**

Las necesidades actuales que llevan a la simulación e investigación de los VANT son diversas ya que nos brindan unas grandes ventajas como reducir tiempo de trabajo, riesgos humanos, análisis de tierras y cultivos, por lo que es importante comenzar con estudios relacionados a este tipo de artefactos. Como el diseño de una aeronave de ala fija que garantice la autonomía y capacidad de carga necesaria para los equipos, además que cumpla con algunas regulaciones necesarias. Este trabajo permitirá la simulación de un prototipo para la ejecución de aplicaciones, realizando previamente estudios aerodinámicos y su caracterización mediante Dinámica de Fluidos Computacional o CFD por sus siglas en inglés (Computational Fluid Dynamics), además que los parámetros de diseño se cumplan y permita continuar realizando estudios, pruebas y mejoras en un futuro, desencadenando conocimientos que fortalezcan el desarrollo aeronáutico.

# CAPITULO 2

## 2. FUNDAMENTOS GENERALES DE AERONAUTICA Y PRINCIPIOS AERODINAMICOS

La aeronáutica es la ciencia que estudia los diseños y modos de construcción de los aviones, así como también estudia el vuelo y otras máquinas que circulan en el aire y atmosfera terrestre. Esta también se dedica a la investigación de diferentes métodos de operación de la gran mayoría de aeronaves, donde usualmente son los ingenieros de esta área quienes aplican principios y conceptos de ingeniería para diseñar y crear nuevos aviones con la mayor tecnología sofisticada posible, se debe tener en cuenta que no se puede confundir con la aviación que se encarga de los tripulantes de las aeronaves, donde estos se encargan de prestar un servicio de pilotaje, la aerodinámica es la parte de la mecánica de fluidos que estudia los gases en movimiento y las fuerzas o reacciones a las que están sometidos los cuerpos que se hallan en su seno. La aerodinámica aporta gran valor al área de la aeronáutica por su acercamiento con los fluidos y se debe tener en cuenta que la aerodinámica se divide en subsónica y supersónica según el número de la velocidad relativa de un elemento con respecto al fluido, en la aeronáutica existen conceptos y ecuaciones como: Newton, Bernoulli, efecto Venturi, control de ángulos que generan cambios considerables.[1]

### 2.1 Variables Atmosféricas en la Aeronáutica

El objetivo perseguido en el desarrollo de esta sección consiste en tratar de explicar una serie de conceptos básicos que permite al lector de estas páginas comprender de una manera sencilla los fundamentos de vuelo.

### 2.2 Fluido

Cuando escuchamos la palabra fluido, por lo general pensamos en un líquido y sin embargo los gases, como por ejemplo el aire, también es un fluido. Este tiene una propiedad llamada viscosidad, la cual es una medida de resistencia a un fluido a deformarse en el caso del aire, estas moléculas individuales tienden a adherirse en si a una superficie de algún objeto. A continuación, conoceremos algunas características básicas. [2]

### 2.3 Presión

Se define como presión a la cantidad de fuerza aplicada por unidad de superficie. Se calcula como se muestra en la Ecuación 2-1.

$$P = P_0(1 - 0,0000226 \cdot h)^{5,256}$$

*Ecuación 2-1*

Donde  $P$  es la presión requerida,  $P_0$  es la presión atmosférica y  $h$  la altura.

### 2.4 Temperatura

Se puede calcular la temperatura requerida como se muestra en la siguiente Ecuación 2-2

$$T = T_0 \frac{6,5 h}{1000}$$

*Ecuación 2-2*

Donde  $T$  es la temperatura requerida,  $T_0$  es la temperatura estándar de 273 K más 15°C y  $h$  es la altura.

## 2.5 Densidad

La densidad de cualquier cuerpo que sea sólido, líquido o gaseoso expresa la cantidad de masa del mismo por unidad de volumen como se muestra en la Ecuación 2-3. Esta propiedad en el aire es en principio mal asimilada por poco intuitiva, pues la densidad del aire es poca si se compara con la del agua, pero es precisamente esta diferencia lo que hace el vuelo de la aeronave posible.

$$\rho = \frac{P}{287(T_0 - 0,0065 \cdot h)}$$

*Ecuación 2-3*

## 2.6 Viscosidad Dinámica

La viscosidad dinámica, también llamada viscosidad absoluta, es la resistencia interna entre las moléculas de un fluido en movimiento que determina las fuerzas que lo mueven y deforman.

$$\mu = V \cdot \rho$$

*Ecuación 2-4*

Donde  $\mu$  es la viscosidad requerida  $\nu$  es la viscosidad cinemática y  $\rho$  es la densidad.

## 2.7 Ecuación de Bernoulli

El principio de Bernoulli se puede aplicar a varios tipos de flujo de fluidos que dan como resultado varias formas de la ecuación de Bernoulli por lo que hay diferentes formas de la ecuación de Bernoulli para diferentes tipos de flujo. La forma simple de la ecuación de Bernoulli es válida para flujos incompresibles, como la mayoría de los flujos de líquidos y gases que se mueven a un bajo número de Mach. Se pueden aplicar formas más avanzadas a flujos compresibles a números de Mach más altos, experimental se comprobó que la presión interna de un fluido decrece en la medida que la velocidad del fluido se incrementa, por formula la suma de presión y la velocidad en un punto cualquiera, permanece constante.[3]

$$P + \rho \frac{V^2}{2} = K$$

*Ecuación 2-5*

Donde  $P$  es presión,  $\rho$  es densidad,  $V$  velocidad relativa del fluido con la superficie y  $K$  constante.

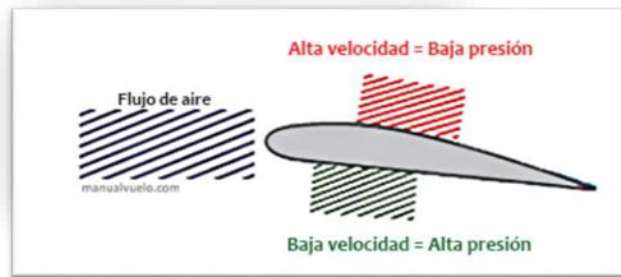


Figura 2.1 Principio de Bernoulli aplicado en un ala.[1]

## 2.8 Angulo de Ataque

El ángulo de ataque de un avión es el ángulo que hay entre la dirección del viento y el perfil alar del avión (más concretamente con la cuerda de la sección) como se muestra en la Figura 2.2 El ángulo de ataque es un factor determinante a la hora de crear la fuerza de sustentación, un bajo ángulo de ataque no te dará el suficiente lift como para hacerte subir, por lo contrario un exceso en el ángulo de ataque te hará entrar en pérdida al hacer que se separe la capa límite, esto significa que de tanto ángulo que das, te pasas y pierdes la fuerza de sustentación.[4]

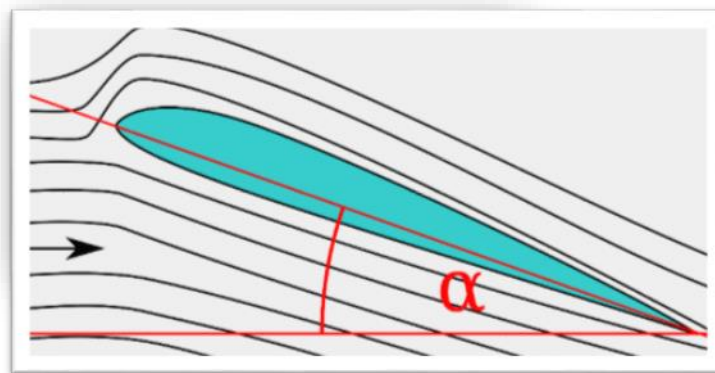


Figura 2.2 Angulo de ataque en un perfil alar.[4]

## 2.9 Numero de Reynolds

El número de Reynolds (Re) es un parámetro adimensional cuyo valor indica si el flujo sigue un modelo laminar o turbulento, El número de Reynolds depende de la velocidad del fluido, del diámetro de tubería, o diámetro equivalente si la conducción no es circular, y de la viscosidad cinemática o en su defecto densidad y viscosidad dinámica, se calcula como se enseña en la siguiente Ecuación 2-6.[5]

$$Re = \frac{d \cdot D \cdot L}{\mu}$$

Ecuación 2-6

El número de Reynolds es necesario para el cálculo del coeficiente de sustentación, resistencia al avance y cabeceo o momentos, para este cálculo se reemplaza en la Ecuación 2-6

$$Re = \frac{1,027 * 20 * 0,242}{1,918 \times 10^{-5}} = 259159,54$$

## 2.10 Factor de Alargamiento

Podemos definir el alargamiento (AR), al que representaremos con la letra  $\lambda$ , (Lambda) como la relación entre la envergadura (E), y la cuerda media aerodinámica (CMA) del ala y que matemáticamente podemos representar en la siguiente expresión Ecuación 2-7.[6]

$$AR = \frac{E^2}{Sa}$$

*Ecuación 2-7*

Este parámetro adimensional influye en el diseño del avión en varios aspectos. Por experimentos tanto en túnel de viento como en vuelo, se sabe que un alargamiento elevado es más eficiente al generar al mismo ángulo de ataque y superficie alar, más sustentación y menor resistencia. Además, en determinados modelos nos convienen alargamientos moderados y en otros, a los que no podremos exigir una gran agilidad, números  $\lambda$  mayores. En aeromodelismo nos movemos en relaciones de alargamiento entre 5 y 7 para modelos a motor y de 8 a 15 para motoveleros y veleros.

## 2.11 Coeficientes

Coeficiente quiere decir multiplicador. A medida que el ángulo de ataque aumenta, aumenta la sobrepresión en el intradós y así mismo la depresión en el extradós, produciendo así un aumento en la sustentación; el centro de presión, que se encuentra más o menos a un 25% del borde de ataque y sobre la cuerda aerodinámica, se comienza hacia delante. Si seguimos aumentando el ángulo de ataque hasta un punto máximo, la sustentación llegará a su valor máximo; pero si sobrepasamos ese ángulo máximo, inmediatamente la sustentación es de 0 y la resistencia al avance aumenta, conociéndose esto como stall o pérdida. [7]

### 2.11.1 Cálculo de Coeficiente de Sustentación

$$F_L = S \cdot CL \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$$

*Ecuación 2-8*

Donde:

$CL$  = *coeficiente de sustentacion*

$F_L$  = *fuerza de sustentacion*

$S$  = *superficie que produce sustentacion(ala, pala, helice, mano, etc)*

$\rho$  = *densidad del fluido*

$V$  = *velocidad relativa del flujo*

### 2.11.2 Cálculo de Coeficiente de Resistencia al Avance

Coeficiente de resistencia al avance (CD), es el indicativo de la fuerza paralela al flujo.

$$CD = 2 \frac{F_D}{\rho \cdot V^2 \cdot S}$$

*Ecuación 2-9*

Donde:

$F_D$  = fuerza de arrastre

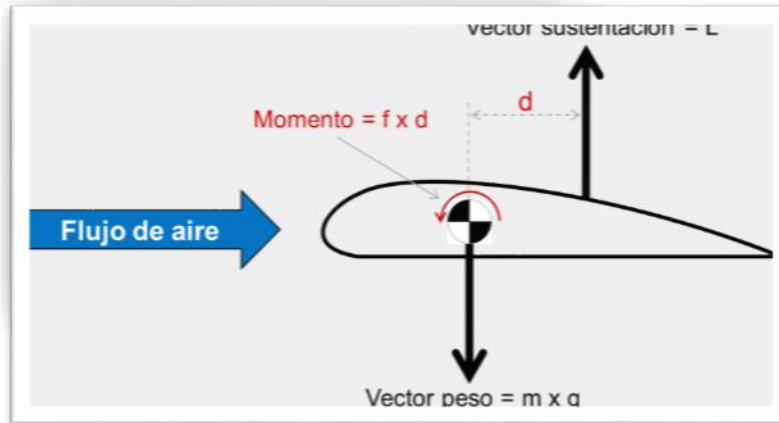
$S$  = distancia de la superficie alar

$V$  = velocidad relativa del flujo con el objeto

$\rho$  = densidad del fluido

### 2.11.3 Cálculo de Coeficiente de Momento de Cabeceo

En los aviones modernos comerciales, normalmente esta fuerza de sustentación total representada en el centro de presiones del ala se encuentra situada por detrás del centro de gravedad, que actúa como una fuerza en sentido opuesto. Se presenta una distancia la cual hace que ocurra momento con la dirección del avión, siendo así un giro que rota sobre el centro de gravedad. Este puede visualizarse en la Figura 2.3 Seguido de la Ecuación 2-10.[8]



*Figura 2.3 Momento de cabeceo. [9]*

- $CM = \frac{2.M}{\rho \cdot V^2 \cdot S \cdot B}$

*Ecuación 2-10*

## 2.12 Características del Perfil Alar o Aerodinámico

Dentro de la aeronáutica el perfil alar o aerodinámico como se ve en la Figura 2.4. hace referencia al corte que se puede hacer al ala del avión en forma vertical para visualizar cuál es su forma y cómo le permite desplazarse a través del aire para distribuir las presiones que generan la sustentación, qué es en últimas, la que permite al avión sostenerse en el aire.[10]

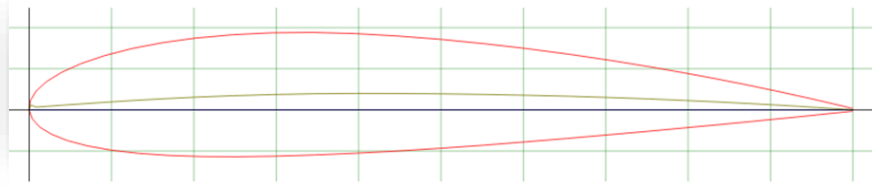


Figura 2.4 Perfil Alar NACA 2415.[11]

### 2.12.1 Perfil Alar

Las características aerodinámicas de un perfil alar se concluyen sometiendo a ensayos diferentes los modelos de perfiles. A través de un túnel de viento o canal hidrodinámico en esto se mide la sustentación y la resistencia cuando se cambia el ángulo de ataque y las condiciones de la corriente, estableciendo unas gráficas de las características de cada perfil.[12]

- **Partes y Regiones de un Perfil Alar**

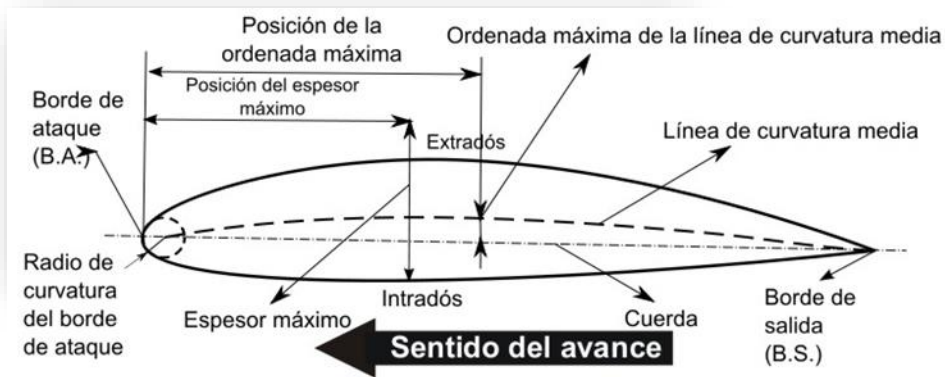


Figura 2.5 Partes y del Perfil Alar.[10]

- **Borde de Ataque (Leading Edge):** Es la parte delantera del perfil alar. Se le denomina “borde de ataque” ya que es la primera parte que toma contacto con la corriente de aire, provocando que esta se bifurque hacia el intradós y el extradós.
- **Borde de Salida (Trailing Edge):** Llamado también “borde de fuga”. Corresponde al punto en el que las corrientes de aire provenientes del intradós y extradós confluyen y abandonan el perfil. Aunque en la mayoría de los gráficos se le trace de forma aguda, no siempre suele ser así, teniendo en algunos casos una terminación cuadrada.
- **Intradós (Lower Surface):** Término genérico que denota la parte interior de una estructura. En un perfil de superficies corresponde a la parte inferior del mismo.

- **Extradós (Upper Surface):** Llamado también “trasdós”, es un término genérico que denota la parte exterior de una estructura. En un perfil de superficies corresponde a la parte superior del mismo.
- **Región de Curvatura Máxima:** Área de un perfil de superficies comprendida entre la abscisa (eje X) del punto de inicio del borde de ataque y la abscisa de la curvatura máxima.
- **Región de Espesor Máximo:** Área de un perfil de superficies comprendida entre la abscisa del punto de inicio del borde de ataque y la abscisa del espesor máximo.

### 2.12.2 Tipo de Perfiles Aerodinámicos

Según el propósito que se persiga en el diseño, los perfiles pueden ser más finos o gruesos, curvos o poligonales, simétricos o no, e incluso el perfil puede ir variando a lo largo del ala.

Sin embargo, este concepto no se limita solamente a las aeronaves, ya que todo objeto posee un perfil característico, cuya forma puede:

- Presentar mayor o menor resistencia al avance en un fluido; por lo tanto, una mayor o menor facilidad de movimiento en dicho fluido.
- Generar fuerzas dinámicas sobre el mismo, de mayor o menor intensidad en conjunción al desplazamiento de dicho objeto en el fluido en el que se encuentra.

En la Figura 2.6. Podemos ver algunos perfiles aerodinámicos, los cuales se utilizan de manera considerable.

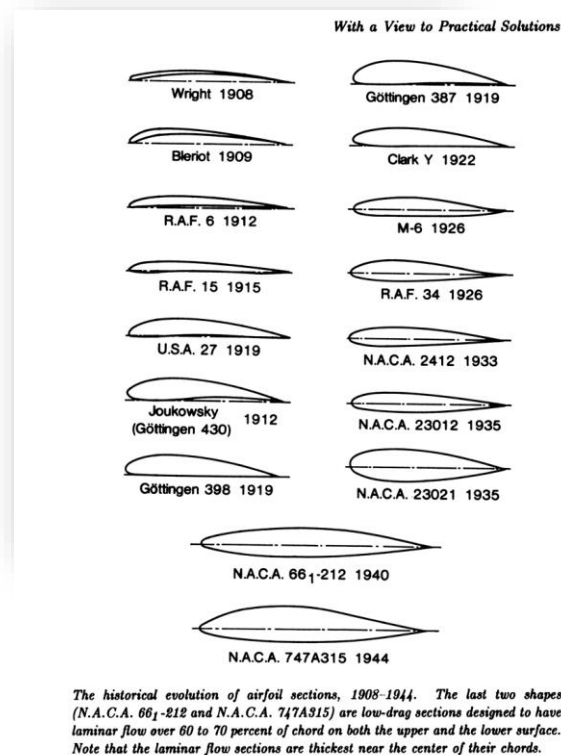


Figura 2.6 Tipos de Perfiles Aerodinámicos.[12]



## 2.13 Características del Ala

Existe variedad de características para las alas, en este caso vamos a tener en cuenta la posición del ala, el Angulo diedro del ala, las formas del ala y las flechas del ala. Todo esto es necesario para el funcionamiento correcto de nuestra aeronave.[13]

### 2.13.1 Posición del Ala

La posición se basa en el anclaje que tiene el ala con el fuselaje de la aeronave, estas posiciones son las siguientes:

- Ala Alta: El ala se monta en la parte superior al fuselaje. Un modelo de ala alta es mucho más estable que uno de ala baja y tenderá menos al balanceo o efecto péndulo.



Figura 2.7 Ala Alta (CESSNA 182 SKYLANE). [Autor]

- Ala Media: El ala media se une al fuselaje por la parte media del mismo. Sus características están entre la estabilidad del ala alta y la maniobrabilidad del ala baja. Es la más utilizada en aviación comercial.



Figura 2.8 Ala Media (EXTRA 300sp). [Autor]

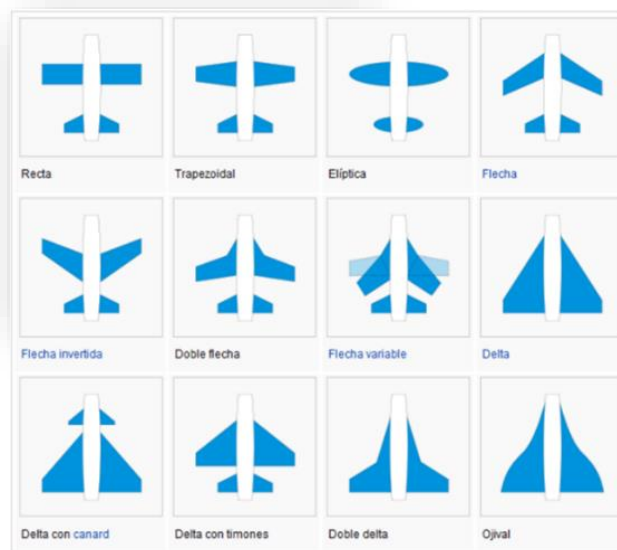
- **Ala Baja:** El ala baja se sitúa bajo el fuselaje del avión. Numerosos aviones corporativos, cazas y aviones acrobáticos utilizan este tipo de disposición.



*Figura 2.9* Ala Baja (MARACANA). [Autor]

### 2.13.2 Formas del Ala

Las alas son los cuerpos aerodinámicos que están diseñados con una de las formas como se ve en la Figura 19. Las cuales son capaz de encontrar o generar una presencia de presiones entre sus dos caras, por lo que ayuda a que el cuerpo del elemento que vamos a volar se desplace a través del aire. Esto hace que se produzca una fuerza ascendente de sustentación manteniendo el aparato en vuelo, Las alas en un avión cumplen diferentes funciones entre ellas compensar el peso del avión, proveer el control del vuelo, asegurar la capacidad de despegue y aterrizaje, sujetar los motores e incluso alojar el combustible, soportar armamento, alojar el tren de aterrizaje, luces y señalización o un soporte para una salida de emergencia.



*Figura 2.10* Formas De Alas.[13]

## 2.14 Tipos y Usos de Aeronaves

Las aeronaves se clasifican en diversas formas y tipos, en general la clasificación se da en la forma de vuelo, ya sea vuelo vertical (aeronaves de ala rotativa) y vuelo horizontal (aeronaves de ala fija). A continuación, nombramos varios ejemplos como: helicópteros, parapentes, los aviones de carga, planeadores y aviones comerciales.[14]

### 2.14.1 Aeronaves de Vuelo Vertical (Ala Rotativa)

Estas aeronaves tienen una característica que permiten ejecutar el despegue y aterrizaje de manera vertical, es decir, no es necesario contar con una pista común o un terreno extenso, estas también tienen un vuelo estático (permanecer en un punto fijo) ocasionando facilidad en algunos trabajos como ascenso y descenso de carga, tripulación y rescate, estas también se pueden encontrar en escalas pequeñas, como lo son en juguetes, helicópteros, cuadricópteros hasta octocópteros, como se reflejan en la Figura 2.1 .



*Figura 2.1 Aeronave De Ala Giratoria Tipo Helicóptero (Bell UH-1 Iroquois)[15]*

#### 2.14.1.1 Tipo de Aeronave de Ala Rotativa

**Helicóptero:** Estas aeronaves solo cuentan con un rotor sustentador y un rotor ubicado en la cola, en el cual se aplica toda la potencia mecánica necesaria para mantener su rotación y su elevación.

**Autogiro:** El rotor de esta aeronave gira como consecuencia del desplazamiento, el cual genera sustentación sin necesidad de aplicar potencia sobre él, sin embargo, necesita una hélice tractora para poder realizar el avance horizontal.

**Combinado:** Es una aeronave de alas giratorias que puede considerarse mitad girodino y mitad autogiro, en el despegue funciona como un girodino y en el avance se comporta como un autogiro, este puede tener otros elementos auxiliares de ayuda a la sustentación y empuje.

**Convertible:** Estas aeronaves son tipo VTOL, se mueven con su sistema de propulsión (POTENCIA) respecto al fuselaje  $90^\circ$ , actuando como rotores en modo helicóptero para su elevación y como hélices en modo avión para su vuelo horizontal (ala fija).

### 2.14.2 Aeronaves de Ala Fija

Las alas de una aeronave de ala fija no son necesariamente rígidas, tenemos, por ejemplo, cometas, alas delta y aviones de ala de barrido variable. La mayoría de las aeronaves de ala fija son piloteadas por un piloto a bordo de la nave, sin embargo, algunas están diseñadas para no ser tripuladas y controladas de forma remota o autónoma (usando computadoras a bordo).[16]



*Figura 2.11 Aeronave De Ala Fija (Boeing 787-9). [Autor]*

#### 2.14.2.1 Tipo de Aeronaves de Ala Fija

**Parapente:** Este se conoce como un planeador que está conformado por un ala flexible que no dispone de partes rígidas.

**Paramotor:** Es un parapente que dispone de un motor en la parte del asiento del piloto.

**Alas delta:** Este es compuesto por una superficie de tela muy amplia en forma de delta, sustentada mediante una estructura de un material ligero en el cual el piloto va suspendido en el centro.

**Planeadores:** Son aerodinos no motorizados. Sus fuerzas de traslación y sustentación provienen únicamente de la resultante general aerodinámica.

**Aeroplanos:** Son Aerodinos más pesados que el aire, son compuestos de alas y un cuerpo capaz de volar, propulsado siempre por uno o más motores.[16]

#### 2.14.2.2 Uso de las Aeronaves

Pueden clasificarse por su uso o aplicación, como aviones civiles que pueden ser de carga, transporte de pasajeros, sanitarios, contra incendios, y en aeronaves no tripuladas encontramos los VANT y DRONES, que también cuentan con gran variedad de usos como entrenamiento, inspección, agricultura, mapeo, emergencia y entretenimiento.

- **Aeronave de Entrenamiento**

Un avión de entrenamiento es un avión usado para desarrollar las habilidades de pilotaje, de navegación o de combate de los tripulantes de aeronaves, para el entrenamiento de pilotos de la academia de vuelo de la Fuerza Aérea y para pilotos civiles, así después realizar prácticas de vuelo en aviones superiores, más grandes y pesados, aviones de combate supersónicos, bombarderos y aviones de uso civil.[17]



*Figura 2.12 Aeronave De Entrenamiento (Slingsby T-67 Firefly)[17]*

## **2.15 Aeronaves Tipo VANT**

La denominación “vehículo aéreo no tripulado” (VANT), proviene del inglés Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Es también utilizada la denominación “sistema aéreo no tripulado”, de Unmanned Aerial System (UAS). Extendidos hace unos años al uso civil y más recientemente al recreativo, comúnmente conocido como drone, hace referencia a una aeronave que vuela sin tripulación, la cual ejerce su función remotamente. La idea del avión no tripulado es antigua. A pesar de que a menudo asociamos los drones con los robots militares de hoy, los aviones no tripulados, de una forma u otra, se han utilizado durante décadas. Uno de los primeros usos registrados fue por los austriacos en julio de 1849 después de que se pusieran en marcha alrededor de doscientos globos aerostáticos no tripulados montados con bombas en la ciudad de Venecia. Menos de dos décadas después de la Guerra Civil en EE. UU, fuerzas de la Confederación y de la Unión volaban globos para misiones de reconocimiento. En 1896 Samuel P. Langley desarrolló una serie de aeronaves a vapor, aviones sin piloto que fueron trasladados con éxito a lo largo del río Potomac, cerca de Washington DC. La práctica de la vigilancia aérea más tarde surgió en la Guerra Hispanoamericana de 1898, cuando los militares de EE.UU. equiparon una cámara a una cometa, dando lugar a una de las primeras fotografías de reconocimiento aéreo.[18]



### 2.15.1 Clasificación General de los VANT

Los VEHICULOS AERONAUTICOS NO TRIPULADOS (VANT), suelen ser clasificados en 6 tipos depende de su misión principal:

- De blanco: sirven para simular aviones o ataques enemigos en los sistemas de defensa de tierra o aire
- Reconocimiento: enviando información militar. Entre estos destacan los MUAV (Micro Unmanned Aerial Vehicle)
- Combate (UCAV): para combatir y llevar a cabo misiones que suelen ser muy peligrosas
- Logística: diseñados para llevar carga
- Investigación y desarrollo: en ellos se prueban e investigan los sistemas en desarrollo
- UAV comerciales y civiles: son diseñados para propósitos civiles.[19]

### 2.15.2 Clasificación de UAV Según Tipo de Ala

Se debe tener muy en cuenta el tipo de uso que se desea realizar con este UAV ya sea para realizar vuelos estacionarios, de poco alcance, velocidad o maniobras, en este caso se utiliza un VANT de ala rotativa (hélices), en otro caso ya sea para alcanzar altas velocidades, altura y distancias, se puede utilizar un VANT de ala fija, donde su despegue y aterrizaje puede ser vertical con un vuelo horizontal.

#### 2.15.2.1 UAV de Ala Fija

También conocidos más comúnmente como Avión o Aeroplano como se muestra en la Figura 2.13, son vehículos que son capaces de volar siendo más pesados que el aire, la característica principal para poder realizarlo es gracias a las alas fijas, que al tener un perfil aerodinámico cambia las distribuciones de presión al desplazarse el aire por la superficie produciendo un incremento de fuerza ascendente (sustentación) que mantiene el vehículo en vuelo.[18]



Figura 2.13 Aeromodelo Ala Fija (Avistar Elite 46 Tráiner). [Autor]

### 2.15.2.2 UAV de Ala Rotativa

Actualmente este tipo de UAV son muy conocidos y se han extendido ampliamente por los profesionales para realizar diferente clase de trabajos, estos son llamados también MULTIRROTORES o HELICOPTEROS, son aeronaves que varían dependiendo el número de rotores que lo conforman, pueden ser: tricópteros, cuadricópteros, hexacópteros y octacópteros. En el caso de los helicópteros, estos son más autónomos ya que solo cuentan con un motor y una hélice de gran tamaño como se muestra en la Figura 2.14, comparando este con el cuadricóptero de la Figura 2.15, este reduce hasta un  $\frac{1}{4}$  de energía.



*Figura 2.14* Drone Cuadricóptero (Tello Djii). [Autor]



*Figura 2.15* Helicóptero (Syma S36). [Autor]

### 2.15.3 UAV Tipo VTOL

Estas aeronaves tienen una capacidad para efectuar las maniobras de despegue y aterrizaje de forma vertical, cuando estos alcanzan una altura y estabilidad considerable, se da el vuelo recto y nivelado, para este se utiliza el método de propulsión horizontal. Esto se presenta en Helicópteros, dirigibles, autogiros, globos aerostáticos normalmente no son considerados VTOL.[20]



*Figura 2.16 UAV Tipo VTOL (Nimbus 1800)[20]*

#### 2.15.3.1 Sistemas de Propulsión Igual para Vuelo Vertical y Horizontal

Este sistema de propulsión se considera que es el mismo, ya que estas aeronaves tipo VTOL tienen vuelo estacionario como vuelo de traslación, en este sistema de propulsión vamos a encontrar diferente tipo de aeronaves, como:

- **Convertiplanos (Tilt Rotor)**

Son aeronaves que trabajan por medio de empuje y sustentación, esto se debe a una cantidad de rotores que normalmente son acoplados a motores que se distribuyen a lo largo del trip de las alas, estos motores tienen facilidad y de inclinarse como se muestra en la Figura 2.17. Para así, después de tener una altura considerable, este pueda realizar su vuelo de manera horizontal.



*Figura 2.17 UAV Tipo VTOL (Bell-Boeing V-22 Osprey)[21]*



- **Aeronaves de Ala Basculante (Tilt Wings)**

Son aeronaves capaces de inclinar sus alas como se muestra en la Figura 2.18, permitiendo mantenerlas en el plano horizontal durante el vuelo, y pudiendo girarlas en el plano vertical para el despegue o aterrizaje. Las aeronaves de ala basculante son capaces de operar en condiciones de despegue y aterrizaje vertical. Su concepción es similar a la de los Convertiplanos, un diseño en el que gira la planta motriz en lugar del ala.[22]



*Figura 2.18 UAV tipo VTOL (LTV XC-142)[23]*

- **Aeronaves de Hélice Basculante de Flujo Guiado (Tilt Ducts)**

Estas aeronaves están compuestas por dos o más hélices basculantes, esto se refiere a hélices adaptadas en conductos como se ve en la Figura 11. Estos conductos se encargan de guiar el fluido que pasa por medio de ellos, en este caso el aire, esto genera una cantidad significativa de sustentación aerodinámica



*Figura 2.19 UAV Tipo VTOL (Bell X-22A)[24]*

### 2.15.3.2 Sistemas de Propulsión Diferente para Vuelo Vertical y Horizontal

Estas aeronaves se conforman de un sistema de propulsión diferente, ya que para el vuelo vertical y horizontal se necesitan de motores posicionados cerca del centro de gravedad de la aeronave, esto se requiere para mantener una alineación con la corriente del aire del motor, este también cuenta con unas aletas acopladas para permitir los giros de la aeronave (ROLL, PITCH, YAW).

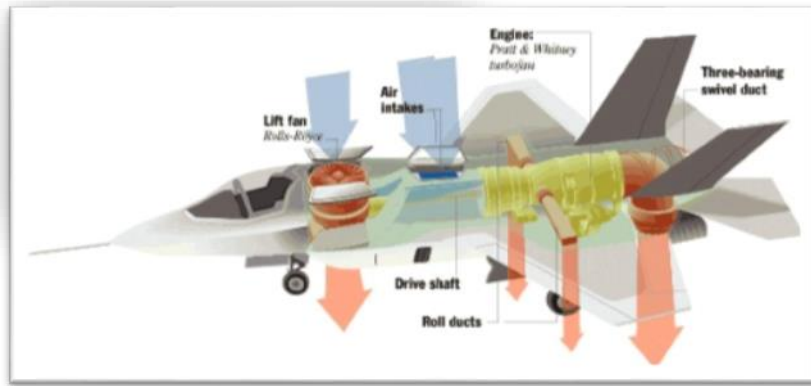


Figura 2.20 UAV Tipo VTOL (Esquema Propulsión)[20]

## 2.16 Simulación

Se elaboró un análisis de Fluidos computacional en la plataforma ANSYS Fluent para ver el comportamiento del perfil alar, ala y aeronave con el fluido, en este caso aire, este se enfocó en 3 diferentes aspectos de contorno de gran relevancia para el diseño y posicionamiento de estos. Para tener unos buenos resultados en la simulación se deben tener en cuenta varios estándares ya establecidos por la aeronáutica y por el software a utilizar, para tener un poco de conocimiento vamos a hablar a continuación de algunos aspectos.[25]

### 2.16.1 Geometría

La geometría se basará en una aeronave tipo VTOL como se muestra en la Figura 2.21. la cual fue diseñada en el programa SOLIDWORKS, un programa CAD (Diseño Asistido Por Computadora) este programa nos permite dibujar planos y modelar las piezas, entre otras funciones como ensamblajes de piezas o soldaduras de piezas entre otras.



Figura 2.21 Modelo UAV tipo VTOL.[26]

### 2.16.2 Generación y Selección de Malla

Es importante al momento de ejecutar el modelo de turbulencia, determinar el tamaño apropiado de las celdas cerca de las paredes del objeto de estudio en este caso se pretende estudiar el perfil alar seleccionado en el diseño, el ala y la aeronave completa. Para el enmallar los objetos a simular, de acuerdo a unos cálculos y parámetros, seleccionamos una malla fina para que nos arrojará datos más exactos y confiables.

### 2.16.3 Volumen de Control

Un volumen de control es un parámetro el cual se debe tener muy presente en el momento de iniciar una simulación, más cuando el objeto a analizar requiere de un buen resultado confiable, el volumen de control se debe establecer a una proporción de tamaño mayor a la del objeto como se muestra en la Figura 2.22. Permitiendo que el programa CFD tenga buen rango para analizar la relación del fluido con las superficies del objeto.



Figura 2.22 Volumen De Control.[27]

### 2.16.4 Contorno de Presión (Pressure Contour)

El contorno de presión nos permite visualizar la relación de presión que tiene el fluido con la superficie del perfil alar, ala o aeronave, donde se puede analizar si el diseño está en óptimas condiciones para volar.

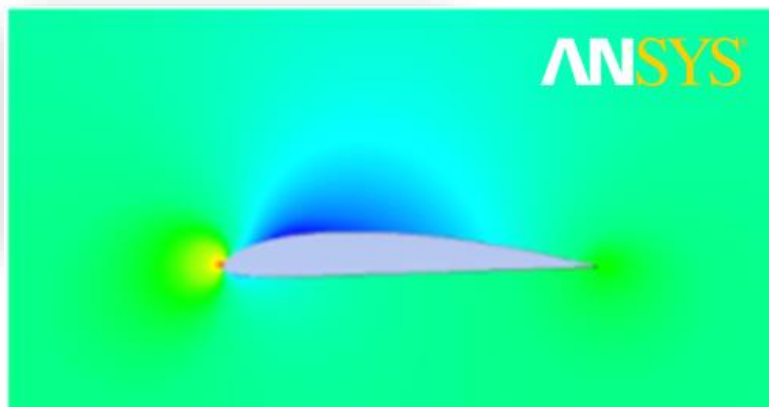


Figura 2.23 Contorno De Presión (Pressure Contour). [Autor]

### 2.16.5 Contorno de Velocidad (Velocity Contour)

El contorno de velocidad nos permite visualizar la relación de velocidad que tiene el fluido con la superficie del perfil alar, ala o aeronave, donde se puede analizar si el diseño está en óptimas condiciones para volar.

### 2.16.6 Viscosidad de Turbulencia (Eddy Viscosity)

Se aprecia la turbulencia generada en el borde de salida en el caso del perfil alar o del ala, en el momento que reacciona el fluido con la superficie, sin embargo, se debe tener en cuenta que la turbulencia no es sinónimo de mal funcionamiento de la aeronave, esta puede tener un vuelo o un comportamiento optimo y confiable.[28]

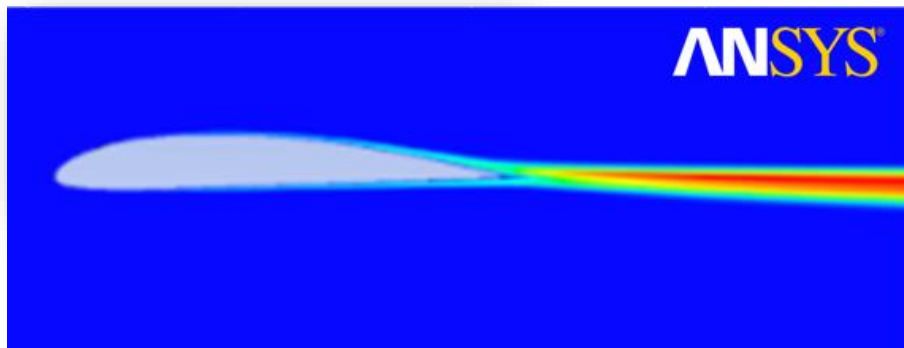


Figura 2.24 Viscosidad De Turbulencia (Eddy Viscosity). [Autor]

# CAPÍTULO 3

## 3. DISEÑO Y SIMULACIÓN DE UN VANT DE DESPEGUE VERTICAL Y VUELO HORIZONTAL

### 3.1 Antecedentes de las Aeronaves

A medida que la industria avanza se van actualizando los modelos y materiales con que se desarrollan los prototipos, en la aeronáutica con la implementación del fuselaje, alas en la parte de perfiles aerodinámicos, sistemas de sustentación y control, se refleja la evolución de los materiales compuestos que son utilizados en las partes requeridas de la aeronave, como principales materiales están las fibras de carbono y fibra de vidrio, que han ido remplazando el acero, hierro, madera, materiales muy pesados que incluso poseen resistencia mecánicas menores, sin embargo los costos para adquirir las fibras pueden variar dependiendo del tipo.[29]

En la aeronave se pueden utilizar materiales compuestos en el fuselaje como se muestra en la Figura 3.1, en la cola, en el interior y en las alas para así, poder reducir su peso neto, partiendo de la mejora de las aeronaves de tamaño real se da paso a la mejora de los tipos VANT, se hacen partes como fuselaje y alas en fibra de vidrio utilizando nuevas metodologías y materiales para mejorar el proceso de construcción.[30]



Figura 3.1 Fuselaje en material compuesto.[31]

#### 3.1.1 Primera Aeronave

La primera aeronave construida y diseñada fue por el conocido CLEMENT Ader, fue un ingeniero francés el cual también aportó grandes conocimientos y creaciones a la ingeniería, como el micrófono y perfeccionamientos al teléfono. Se puede observar la aeronave en la Figura 3.2, algo particular que sucedió tras la creación de esta aeronave, fue que su vuelo solo tuvo 50 metros de distancia.[32]



Figura 3.2 Clément Ader (Éole).[33]

### 3.1.2 Prototipo del futuro del KLM y DELFT (FLYING-V)

Este avión es un modelo a escala el cual fue diseñado para vuelos de larga distancia con una gran eficiencia energética, esta aeronave tiene integrada en sus alas, la cabina de pasajeros, bodegas de carga y tanques de combustible, todo esto teniendo forma de V el cual permite que el diseño cuente con una aerodinámica considerable, también cuenta con un peso menor al de una aeronave comercial de la actualidad, por lo que el combustible disminuye en un 20% respecto a las aeronaves de ahora.

KLM presentó el modelo a escala por primera vez durante su 100° aniversario, en octubre de 2019. Actualmente, varios socios están involucrados en el proyecto, incluido el fabricante de aeronaves Airbus.[34]



Figura 3.3 KLM And DELFT(FLYING-V).[35]



### 3.1.2.1 Diseño del Avión del Futuro (MAVERIC)

Una de las compañías más conocidas en el mundo (Airbus), en el pasado junio del 2020 en la ciudad de Francia, tras de haber asistido a un evento global con participación de distintas aerolíneas, decidió presentar el nuevo proyecto de ingeniería al cual se le están realizando pruebas que hasta el momento han sido exitosas, la aeronave (MAVERIC) como se observa en la Figura 3.4, es sofisticada y nombrada como principio de aeronaves del futuro. Sin embargo, también se anunció que es demasiado pronto para decir si el modelo puede ser partícipe de la creación de la nueva generación de las aeronaves, la cual se tiene pronosticada fecha de comercialización para el año 2030, actualmente las compañías de (AIRBUS) continua con sus pruebas y estudiando el funcionamiento de esta.[36]



Figura 3.4 Airbus Maveric.[37]

## 3.2 Diseño de un Prototipo VANT de Despegue Vertical y Vuelo Horizontal

Las aeronaves tipo VTOL ofrecen una gran flexibilidad y manejo, debido a sus condiciones de diseño ya que son muy aerodinámicas, su forma y peso deben ser diseñados y construidos teniendo en cuenta varios estándares ya conocidos en la aeronáutica, por eso se debe tener en cuenta algunas variables para poder hacer selección del perfil alar, diseño del fuselaje, dimensiones requeridas, etc.

### 3.2.1 Diseño del Fuselaje

La aeronave tipo VTOL fue diseñada en la herramienta CAD (SOLIDWORKS) como se muestra en la Figura 3.6, ya que es un software que nos permite realizar diseños de manera fácil y práctica, es una de las herramientas que actualmente se utiliza de manera frecuente por los ingenieros en el área de diseño, estructuras y termodinámica. para el diseño del fuselaje se tuvo en cuenta las siguientes medidas: Plano X(698.73mm), Plano Y(186,86mm), Plano Z (200mm), los planos se pueden observar en la siguiente Figura 3.5 se trató de acondicionar todo el diseño de manera que sea aerodinámico en un porcentaje alto, para que, en el momento de reacción con el fluido, la estructura diseñada tienda a cortar viento y así tenga una eficiencia de vuelo alta y considerable.





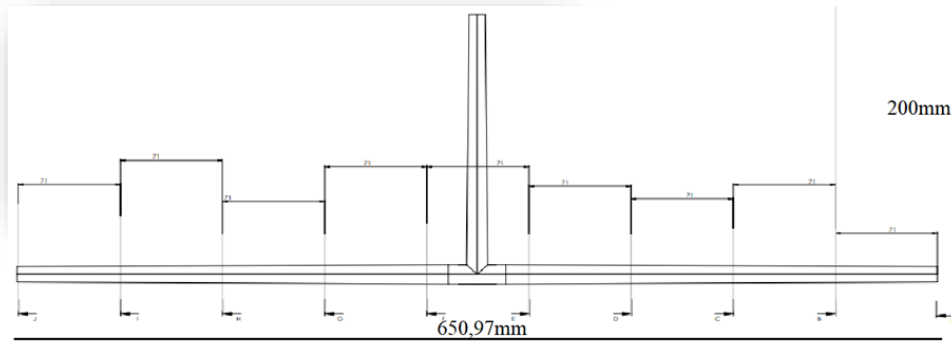


Figura 3.7 Plano Estabilizador Vertical Y Horizontal. [Autor]

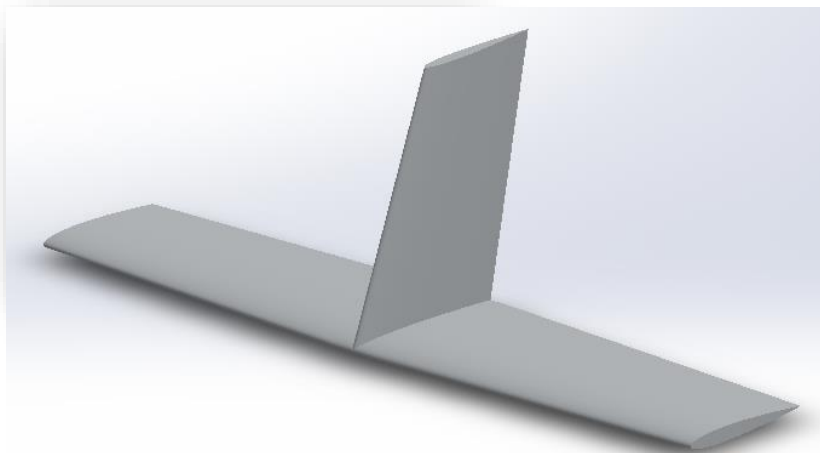


Figura 3.8 Diseño CAD Estabilizador Vertical Y Horizontal. [Autor]

### 3.2.3 Perfil Aerodinámico

Actualmente existe una plataforma llamada (AIRFOIL TOOLS), el cual es muy conocida por lo distintos tipos de perfiles aerodinámicos que ofrecen y se utilizan para la aeronáutica, en el que se decidió seleccionar un perfil (CLARK Y) como se muestra en la *Figura 3.9*. con este tipo de perfil alar se realizará el diseño de las alas y de los estabilizadores del prototipo VANT.

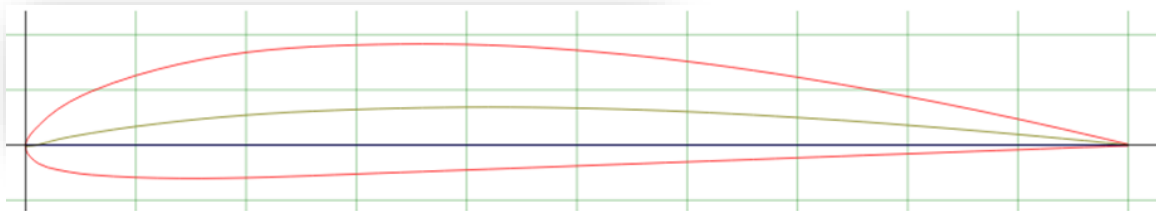


Figura 3.9 Perfil Aerodinámico (Clark Y).[38]

Este perfil se exporta a el software CAD y se dimensiona a las medidas que se requieren para el diseño del ala, en este caso la cuerda media del diseño se considera que puede tener una distancia de 280mm, teniendo ya seleccionado el perfil y modificado con las medidas necesarias, se procede a realizar el diseño completo de las alas, teniendo en cuenta que se deben crear dos planos con el perfil aerodinámico haciendo uso de la herramienta de superficies, se deben unir ambos perfiles dando así una conicidad del ala y una distancia entre perfiles de 900mm, continuamente tenemos la distancias de los perfiles, interno con una distancia de 280mm y externo con una distancia de 200mm, como se muestra en la *Figura 3.10*

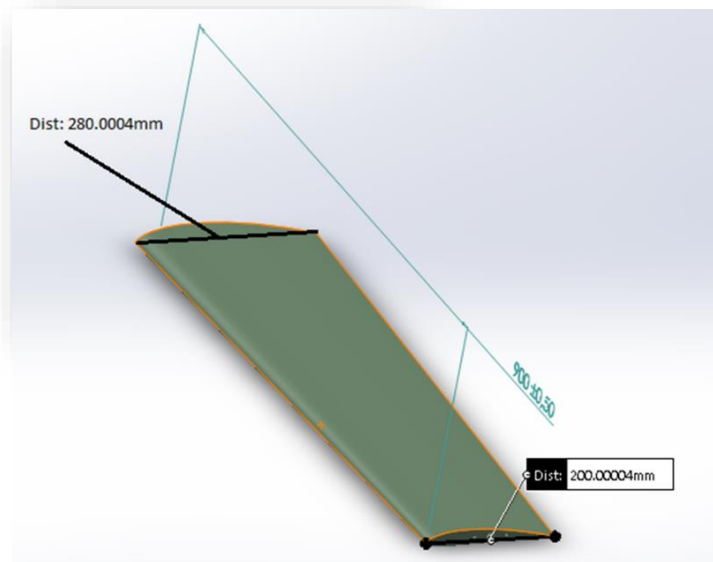


Figura 3.10 Diseño Del Ala Con Respectiva Conicidad. [Autor]

Para obtener el ala derecha, se debe construir en el software CAD con la herramienta de simetría, dando como resultado exactamente el ala que se mostró anteriormente, para después realizar el ensamble correspondiente y llegar al diseño completo del prototipo VANT.

### 3.2.4 Ensamble

Para realizar el proceso del ensamble se deben tener todas y cada una de las piezas necesarias del prototipo, ya con sus dimensiones exactas y sin ningún error, a través de la herramienta CAD (SOLIDWORKS) se procede a abrir un archivo nuevo para ENSAMBLE, y se anexa cada pieza para dar como finalidad a el diseño completo del VANT y así poder continuar con el siguiente paso para poder obtener la simulación.

Para el prototipo tipo VTOL se consideró conectar el fuselaje y el ala con los estabilizadores vertical y horizontal, de una manera práctica, aerodinámica y resistente. En este caso se utilizó un tubo de empenaje como se muestra en la siguiente *Figura 3.11*, de material en aluminio con un diámetro de 1 pulgada y 1 metro de largo, el cual 52 cm entra al fuselaje y se anclan entre ellos. el cual se encarga de llevar la información de la aeronave de la parte delantera a la trasera.

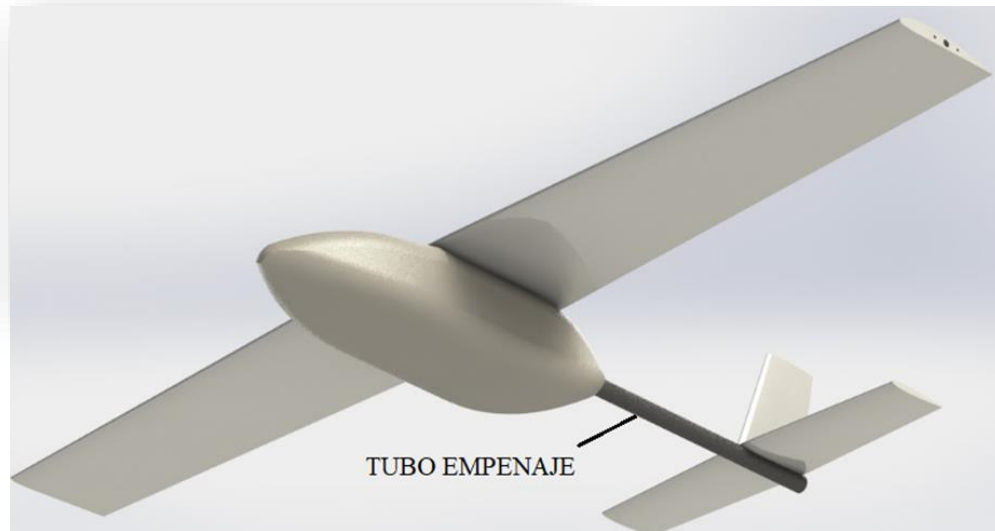


Figura 3.11 Diseño Completo Y Ensamble Del VANT Tipo VTOL. [Autor]

### 3.3 Simulación ANSYS

ANSYS es un software utilizado de manera masiva en el área de la ingeniería, ya que se pueden analizar los comportamientos de los elementos creados y manufacturados, de manera rápida, sencilla y exacta, esto se logra a través de realizar una simulación donde se contempla la dinámica de los fluidos, electromagnetismo y resistencia de materiales.[39]

En este caso para esta simulación se pretende realizar una simulación de fluidos para la aeronave y así poder dar un punto de vista, en el cual el diseño realizado este en óptimas condiciones para ser construido y ser posible un vuelo adecuado, inicialmente vamos a realizar la simulación para el perfil aerodinámico seleccionado y el ala diseñada con un Angulo de ataque de  $0^\circ$ ,  $5^\circ$  y  $10^\circ$ , y para la aeronave completa únicamente con un Angulo de ataque de ( $0^\circ$ ), esto con el fin de analizar los resultados arrojados por el software CFD, para esto vamos a ver brevemente la estructura para poder realizar las iteraciones y encontrar los resultados de la simulación.

#### 3.3.1 Estructura ANSYS FLUENT

En la *Figura 3.12* observamos la plataforma del software ANSYS, en el cual se seleccionó en la parte lateral izquierda la opción FLUID FLOW(FLUENT), opción donde nos permitirá analizar el fluido con el diseño que se realizó, en el cuadro A podemos ver 6 ítems donde cada uno aporta su información para así llegar a los resultados que queremos, esto funciona en secuencia y se da inicio con la geometría.

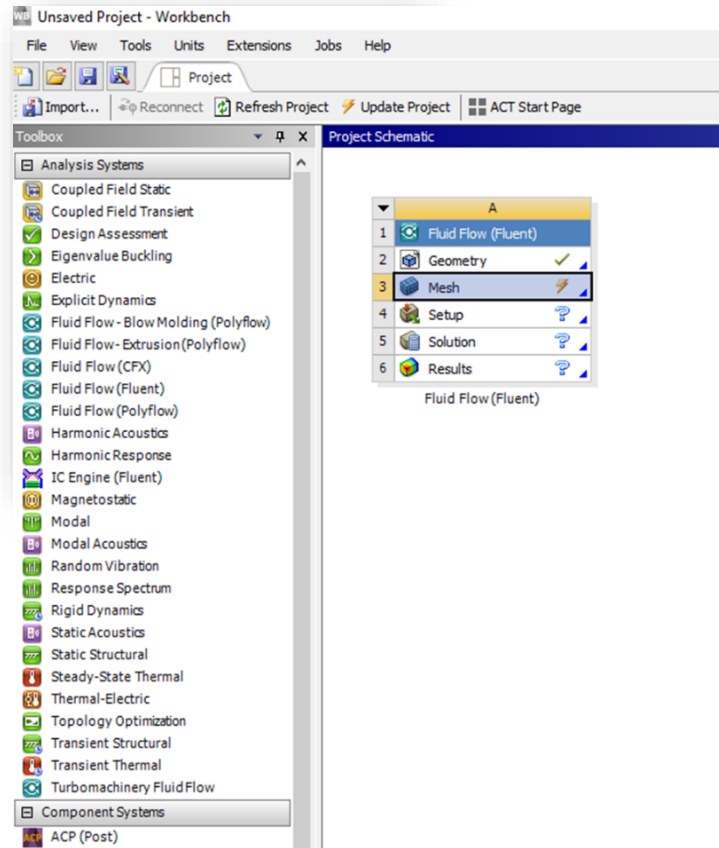


Figura 3.12 Software ANSYS FLUENT y Estructura. [Autor]

### 3.3.2 Simulación Perfil Aerodinámico

Se considero seleccionar un perfil aerodinámico para el diseño de nuestras alas, en este caso se seleccionó perfil (CLARK Y) como se muestra en la Figura 3.13, únicamente se debe importar el perfil aerodinámico a el software actual CAD (ANSYS FLUENT), por la herramienta importar geometría Figura 3.13

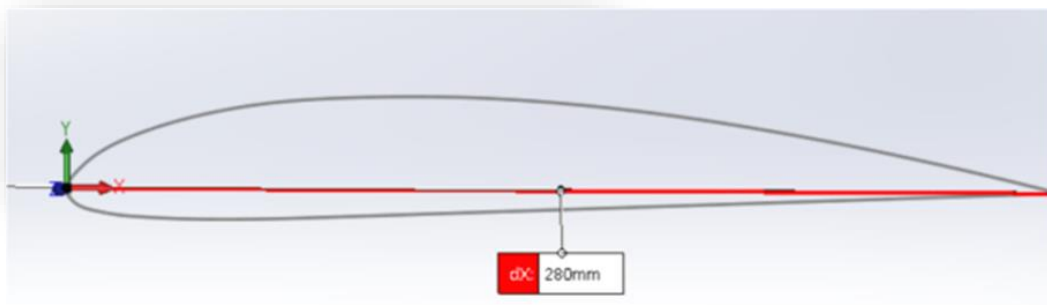


Figura 3.13 Geometría Perfil Aerodinámico. [Autor]

### 3.3.3 Generación de Malla para el Perfil Alar

Para este caso el volumen de control va a ser la misma malla, se seleccionó en Perfil en C como se puede observar en la Figura 3.14, este volumen de control por literatura deber se aproximadamente 20 veces el largo de la cuerda media del perfil alar. Esta malla se debe refinar hasta llegar a una malla fina (el cual los coeficientes que vamos a analizar no varían en un valor considerable), ósea no genere cambios. Ahí es donde se deja de refinar la malla.

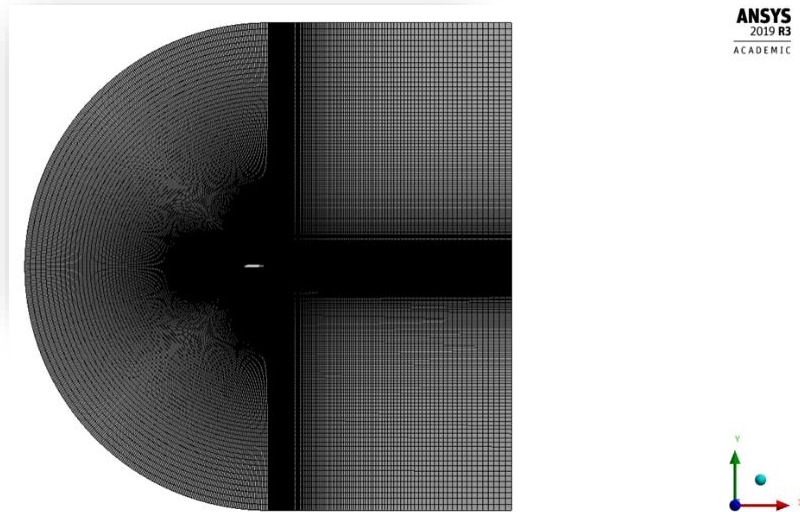


Figura 3.14 Malla Perfil Aerodinámico. [Autor]

### 3.3.4 Contornos de Presión, Velocidad y Viscosidad para Perfil Alar

Para los contornos de presión se debe tener una malla refinada como se indicó con anterioridad, así se procede a realizar un numero de iteraciones como se muestran en las figuras a continuación, para obtener resultados considerables del comportamiento del fluido con el perfil alar o piezas a trabajar, en este caso se tomó la decisión de realizar un estudio del perfil alar a ( $0^\circ$ ) como se muestra en la Figura 3.15, ( $5^\circ$ ) como se observa en la Figura 3.16 y en la Figura 3.17 se observa a ( $10^\circ$ ), con un numero de 7000 iteraciones para ( $0^\circ$  y  $5^\circ$ ) y 10000 iteraciones para ( $10^\circ$ ).

#### 3.3.4.1 Modelo de Turbulencia para la Simulación

Se tuvo en cuenta un modelo de turbulencia llamado (k-omega) básicamente nos indica que tan preciso es el resultado del modelo a simular. Es un método similar a Newton Raphson, este método tiene una particularidad que se puede utilizar hasta (N) número de iteraciones.

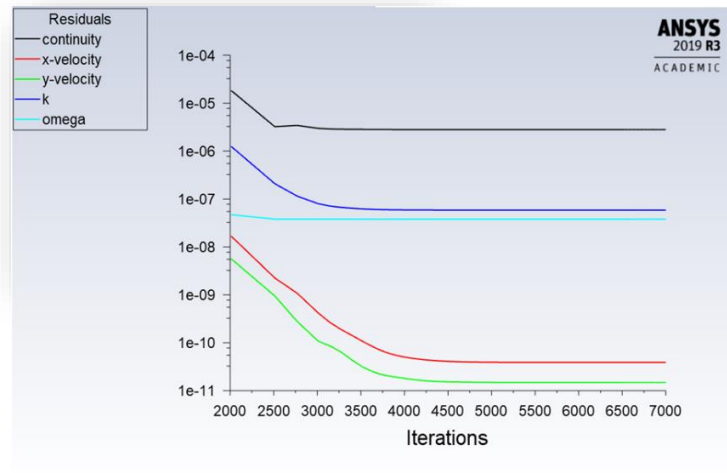


Figura 3.15 Grafica Efectos Residuales Perfil Alar A 0°. [Autor]

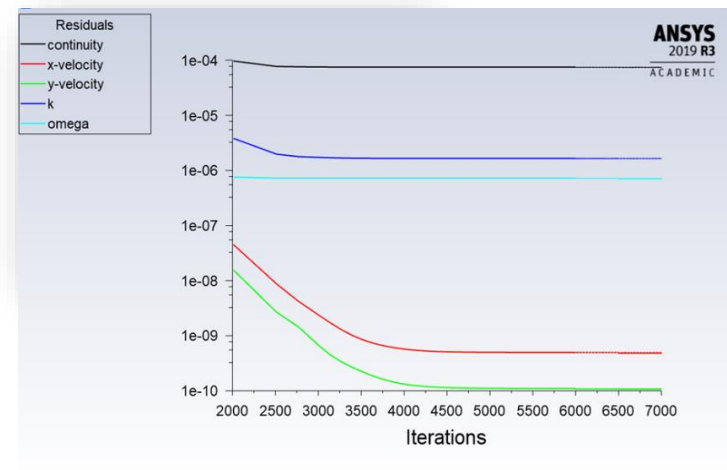


Figura 3.16 Grafica Efectos Residuales Perfil Alar A 5°. [Autor]

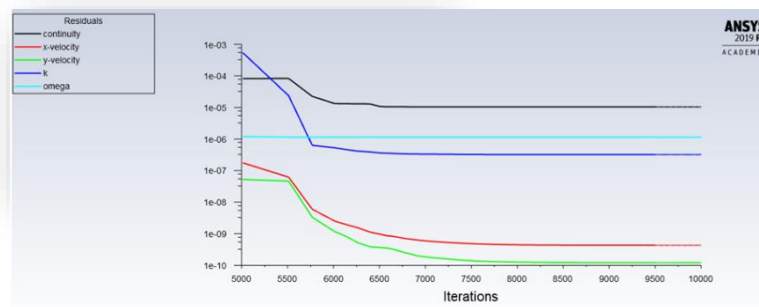


Figura 3.17 Grafica Efectos Residuales Perfil Alar A 10°. [Autor]

En las gráficas de las Figura 3.15, Figura 3.16, Figura 3.17, Figura 3.21, Figura 3.22, Figura 3.23, Figura 3.26, se puede observar el análisis de diferentes variables mencionadas a continuación.

**Continuidad:** la línea de continuidad representa la información obtenida del número de iteraciones, donde tiene un bajo porcentaje de error, tendría mejor comportamiento si es menor a  $\times 10^{-03}$ .

**Velocidad (X, Y):** líneas de velocidad correspondientes a cada eje, donde se muestra el comportamiento de la relación de la velocidad de la aeronave con el fluido.

**K-Omega:** líneas de (k-omega) representan la proporción de los efectos residuales de la simulación, donde se observa que tal alejado están los resultados ya existentes con la simulación a realizar (estos se analizan entre ellos)

Donde, nos fijamos en la variable de continuidad, lo ideal es que sea menor a  $\times 10^{-03}$  preferiblemente. Para observar las gráficas de contorno de presión, velocidad y viscosidad, con los resultados correspondientes se requiere verificar en el siguiente capítulo 4.

### 3.3.5 Simulación del Ala

Para simular el ala y así poder verificar su comportamiento con reacción al fluido, en este caso aire. Y hacer posible la simulación se debe importar únicamente el ala diseñada en el software CAD(SOLIDWORKS) como se observa en la Figura 3.10 a el software de simulación CAD (ANSYS FLUENT) como se observa en la Figura 3.18.

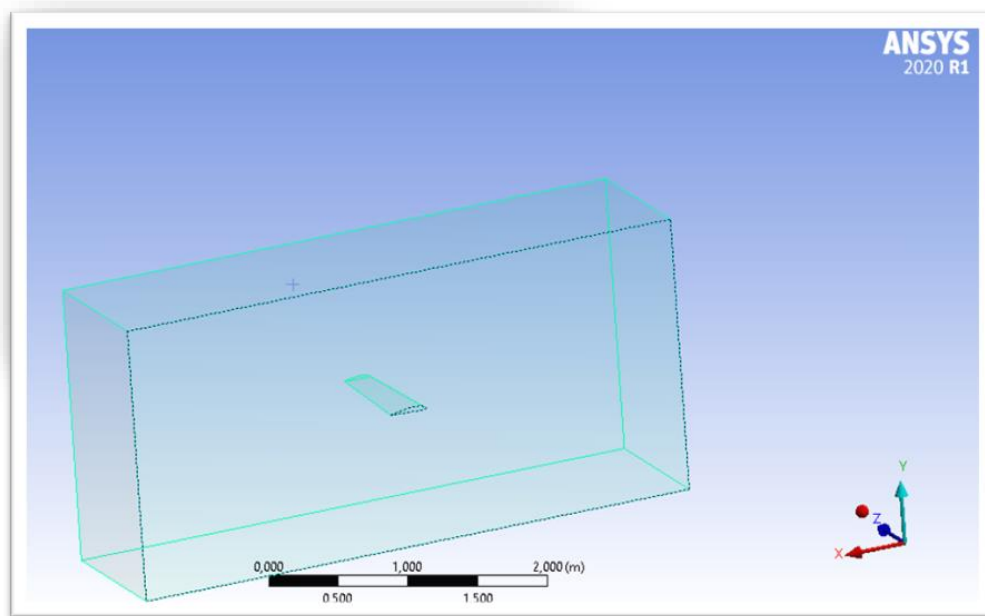


Figura 3.18 Geometría Del Ala. [Autor]

### 3.3.6 Volumen de Control del Ala

Para el volumen de control en este caso como se procede a analizar una pieza 3D, se debe acondicionar haciendo que la geometría tenga buen comportamiento con el fluido, para ello establecemos el volumen de control con la herramienta ofrecida por el software CAD, Opción (ENCLOSURE). cómo se expresó anteriormente, el volumen de control debe ser 20 veces el largo del perfil aerodinámico, en este caso sería la cuerda media 280mm, como el fluido tiende a ir en dirección horizontal (eje X), teniendo contacto con la superficie alar, no se quiere que el área en el eje (Y) sea a 20 veces nuestra cuerda, por lo tanto se acondiciona proporcionalmente como se muestra en la Figura 3.19.

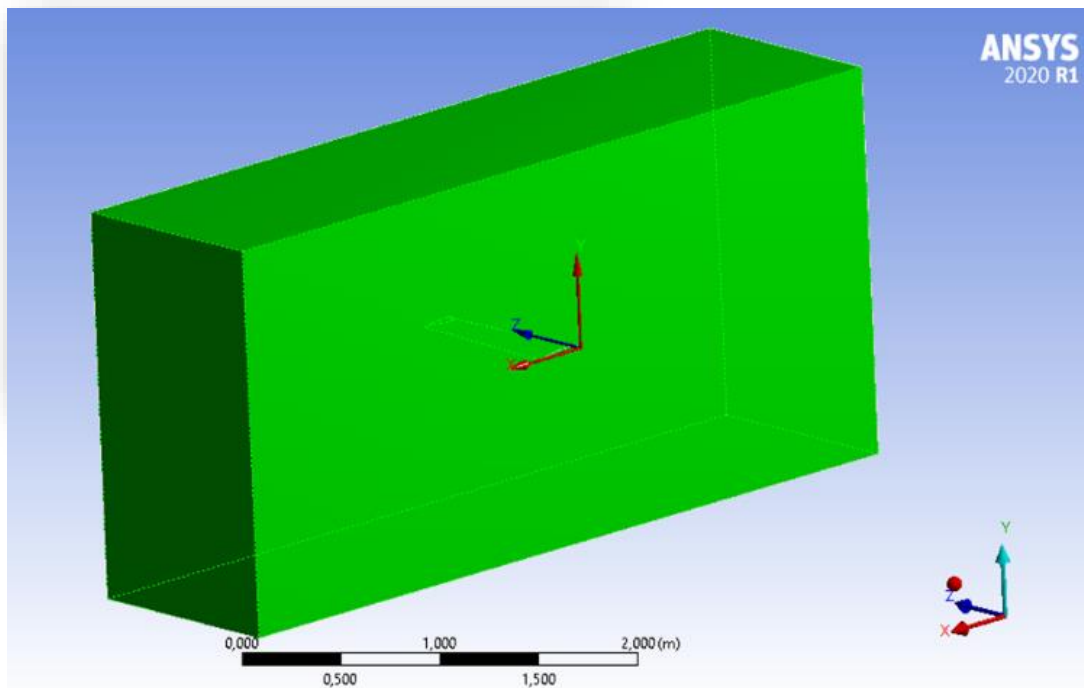


Figura 3.19 Volumen De Control Para El Ala. [Autor]

### 3.3.7 Generación de Malla para la Superficie Alar

La malla generada para la simulación tiene una particularidad, su diseño es con tetraedros como se muestra en la Figura 3.20, esta se utilizó para los diseños realizados, perfil aerodinámico, superficie alar y aeronave. Como se mencionó Anteriormente la malla debe ser refinada (FINA) para que las iteraciones brinden resultados considerables para el uso de la aeronave, y así cumpla con los valores comparativos que analizaremos posteriormente.



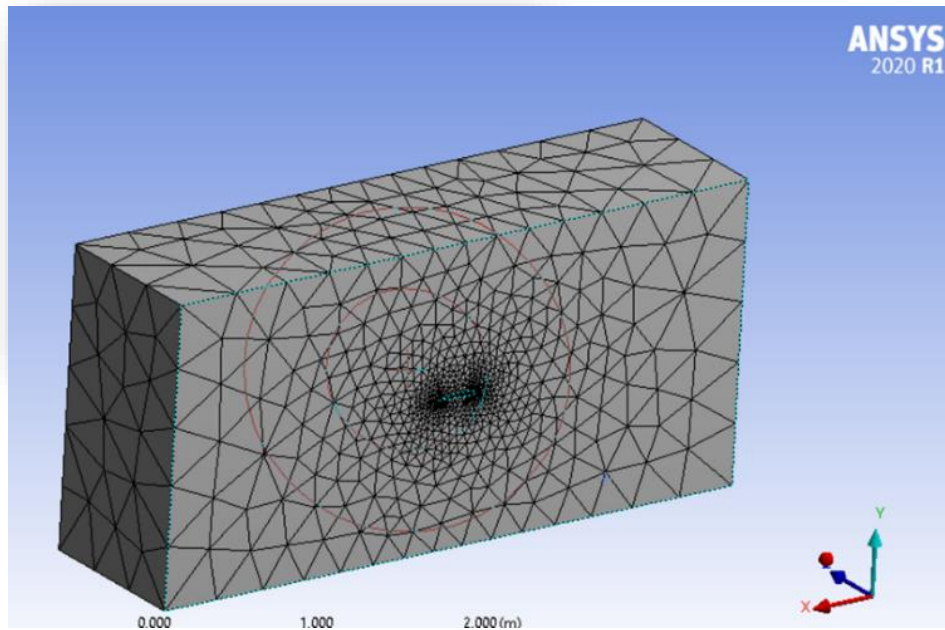


Figura 3.20 Malla Superficie Alar. [Autor]

### 3.3.8 Contornos de Presión, Velocidad y Viscosidad del Ala

Para obtener los contornos de presión, velocidad y viscosidad se procede a realizar un numero de iteraciones lo cual refleja resultados considerables del comportamiento del fluido con nuestra superficie alar, en este caso se tomó la decisión de realizar un estudio de la superficie alar a ( $0^\circ$ ) como se muestra en la Figura 3.21, ( $5^\circ$ ) como se observa en la Figura 3.22. y en la Figura 3.23 se observa a ( $10^\circ$ ), con un numero iteraciones de 5000.

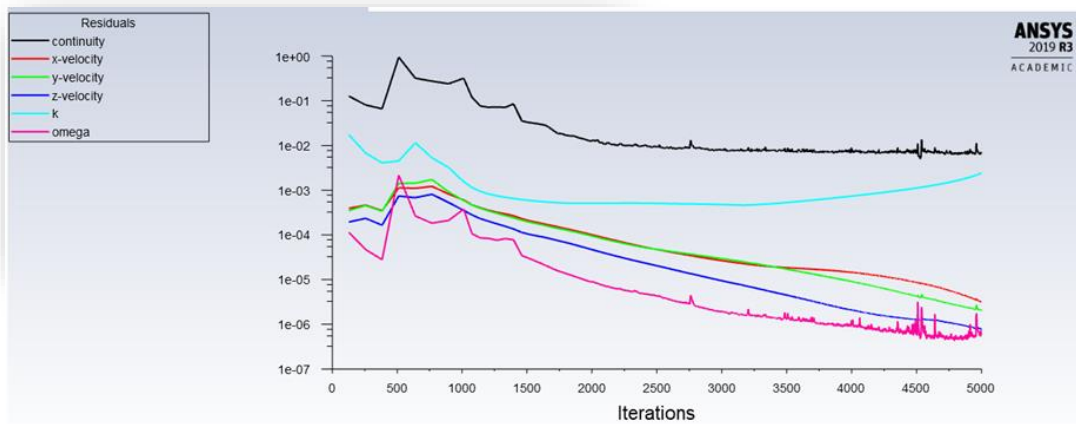


Figura 3.21 Grafica Efectos Residuales Superficie Alar A  $0^\circ$ . [Autor]

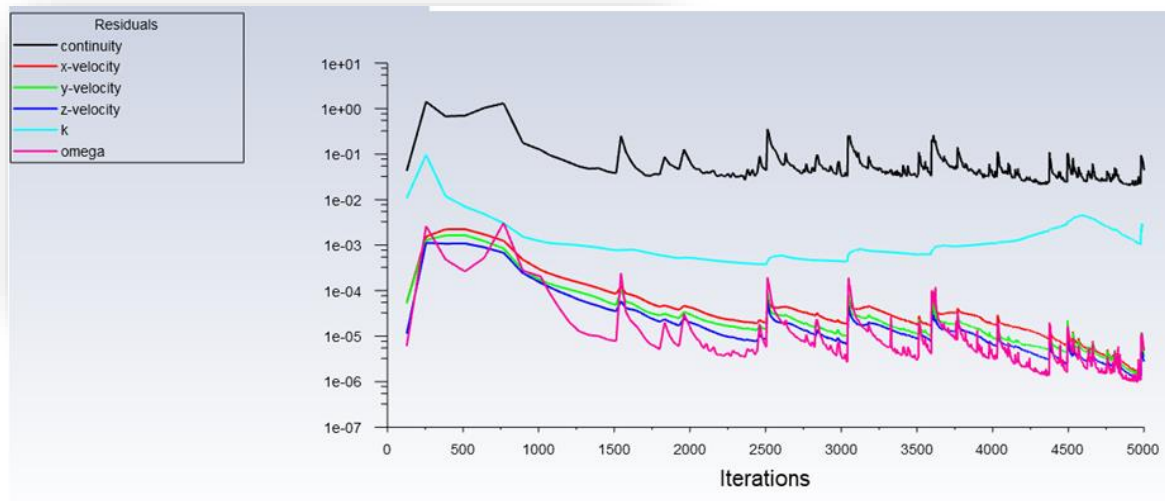


Figura 3.22 Grafica Efectos Residuales Superficie Alar A 5°. [Autor]

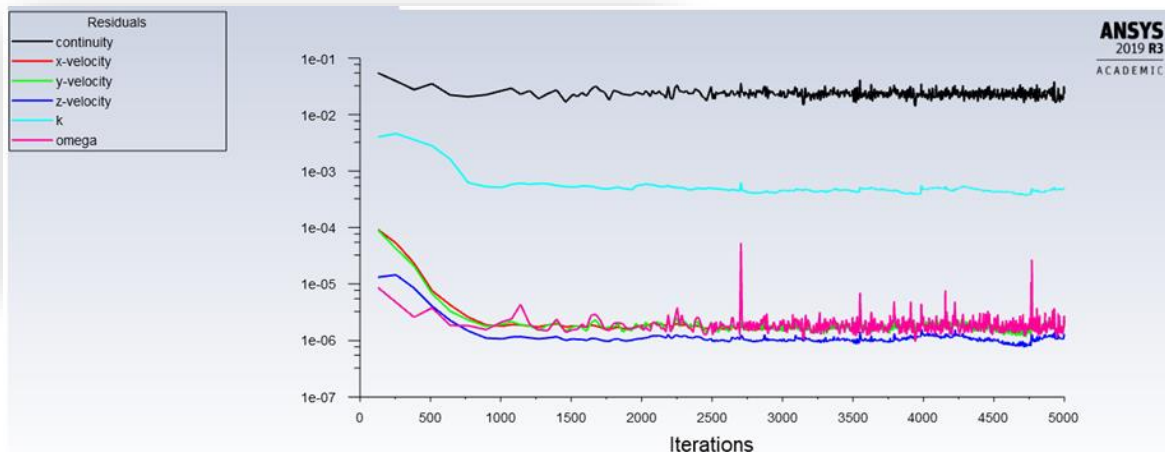


Figura 3.23 Grafica Efectos Residuales Superficie Alar A 10°. [Autor]

### 3.3.9 Simulación de la Aeronave

Para la última simulación se tuvo en cuenta simular la aeronave completa únicamente a (0°) y así poder verificar su comportamiento con reacción al fluido, en este caso aire. Para hacer posible la simulación se debe importar la aeronave del software CAD(SOLIDWORKS) a el software de simulación CAD (ANSYS FLUENT) como se observa en la Figura 3.24.

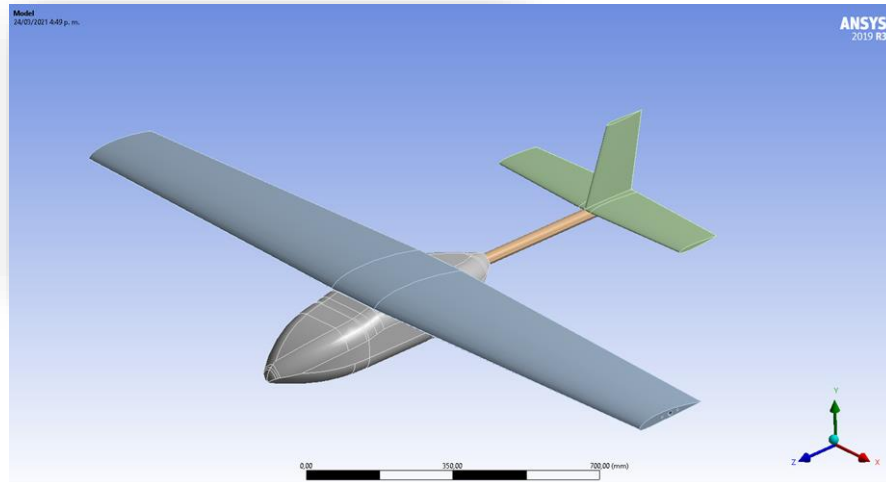


Figura 3.24 Geometría De La Aeronave. [Autor]

### 3.3.10 Volumen de Control de la Aeronave

El volumen de control para la aeronave se tomó con unas medidas apropiadas para obtener resultados apropiados en la simulación como se muestra en la Figura 3.25, las medidas fueron en el plano X (6m) en el plano Y (4m) y en el plano Z (10m) ya que en el plano Z fue donde se asignó la dirección del fluido, de igual forma que las alas, el diseño del volumen de control se realizó con la herramienta (ENCLOSURE) en el software CFD, con los debidos requisitos de dimensionamiento, planos y selecciones requeridas.

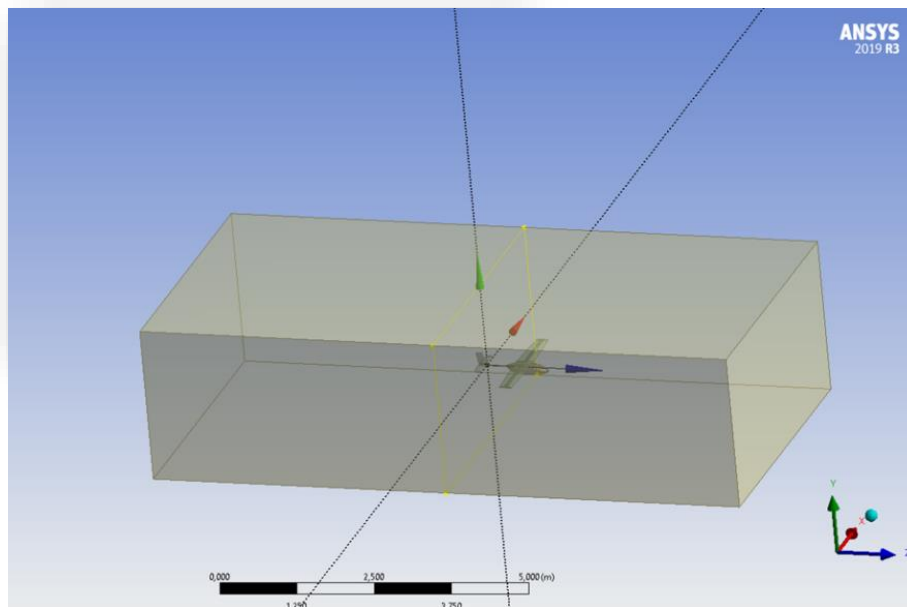


Figura 3.25 Volumen De Control De La Aeronave. [Autor]

### 3.3.11 Generación de Malla para la Aeronave

Cuando se genera la malla para la aeronave, se deben establecer las caras del volumen de control como la cara *INLET* (entrada del fluido), *OUTLET* (salida del fluido) y las caras de simetría (superficie de contacto del fluido con el diseño); la interpretación que se realiza respecto al fenómeno físico, es la simulación en una cámara de pruebas de un túnel de viento, esta se considera parcial porque la región de la aeronave que se analiza, realmente se estima como si estuviera en el ambiente; las propiedades que se utilizaron y eligieron fueron de un fluido laminar, si fuese necesaria la selección de otro fluido turbulento, este nos brinda diferentes modelos energéticos que permite seleccionar cuál es el grado de turbulencia de un fluido, en este caso realizo algo muy sencillo, ANSYS realiza la selección automática del material a usar, en este caso aire, después se debe condicionar la sección de fronteras donde se deben definir las propiedades del sistema, cómo la velocidad del viento, esta debe ser una velocidad de 100 metros por segundo, y se estima una velocidad constante, también se debe tener una presión de salida que debe de ser cero.

### 3.3.12 Contornos de Presión, Velocidad y Viscosidad de la Aeronave

Para obtener los contornos de presión, velocidad y viscosidad se procede a realizar un numero de iteraciones como se muestra en la Figura 3.26 a continuación, para obtener unos resultados considerables del comportamiento del fluido con la aeronave, en este caso se tomó la decisión de realizar un estudio de la aeronave a ( $0^\circ$ ), con un numero de 5000 iteraciones.

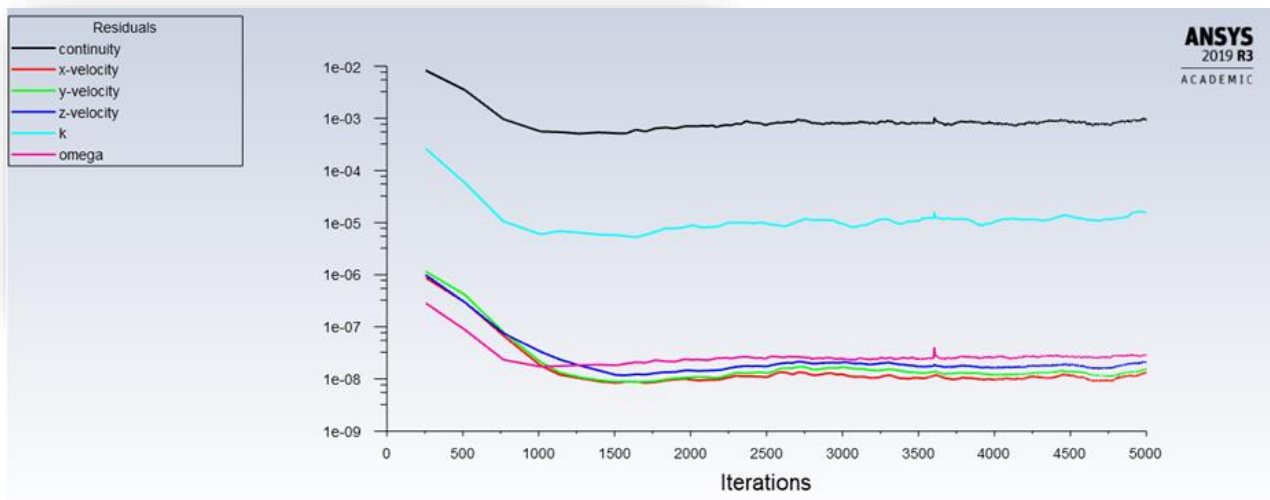


Figura 3.26 Grafica Efectos Residuales Aeronave A  $0^\circ$ . [Autor]

### 3.4 Avance en la construcción de la aeronave tipo VANT

Actualmente el modelo se encuentra en construcción en madera balsa, siendo este un sistema modular para que sea de fácil transporte y teniendo en cuenta que al ser modular sería de fácil ensamble, en la siguiente Figura 3.27 se muestra el modelo del prototipo.



Figura 3.27 Construcción Modelo UAV. [Autor]

# CAPITULO 4

## 4. RESULTADOS

Con base en el desarrollo del proyecto y en las diferentes etapas de cada una de las partes se logró obtener el diseño y diferentes resultados de simulación.

### 4.1 Resultado 1: Diseño de la Aeronave

Con base en el software CAD (SOLIDWORKS) y teniendo en cuenta la librería correspondiente se logró diseñar el modelo de la aeronave completa como se muestra en la Figura 4.1.



Figura 4.1 Diseño De Modelo Aeronáutico Tipo VTOL. [Autor]

### 4.2 Resultado 2: Simulación Perfil Alar

Con la simulación del perfil alar se obtuvieron las gráficas de presión, velocidad y viscosidad para  $0^\circ$ ,  $5^\circ$  y  $10^\circ$ , donde después se observan los coeficientes de levantamiento y arrastre para cada Angulo de ataque.

Para cada Angulo de ataque se tuvo en cuenta realizar las iteraciones correspondientes para saber en qué momento la pieza simulada empezaba a converger, para las simulaciones se asignó un numero de 5000, 7000 y 10000 interacciones, las necesarias para observar el aire en qué momento se estabilizaba teniendo reacción con el perfil alar, ala y aeronave, la línea de continuidad expreso cuando la aeronave estaba en total vuelo sin turbulencia.

#### 4.2.1 Graficas de Contorno de Presión, Velocidad y Viscosidad del Perfil Alar A 0°

En la Figura 4.2 se observa la gráfica de contorno de presión donde se visualiza una presión máxima de (990.161 Pa) y una presión negativa de (-729,424 Pa), continuo se observa una zona de color azul, donde se analiza que la presión es menor generando una presión de vacío., por ende, la velocidad en ese momento sería mayor y el perfil alar aumentaría la sustentación,

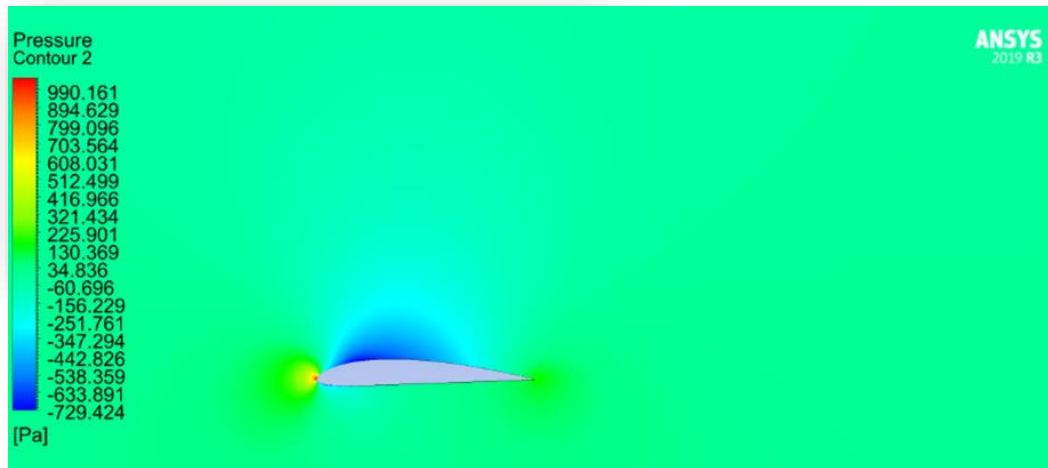


Figura 4.2 Grafica De Presión Con Angulo De Ataque A 0°. [Autor]

En la Figura 4.3, se observa la gráfica de velocidad, donde se visualiza la velocidad máxima de (53,179m/s) en color rojo a lo largo en la parte superior del perfil alar, donde se concluye que este tiene un aumento de sustentación ya que la velocidad aumenta y la presión disminuye.

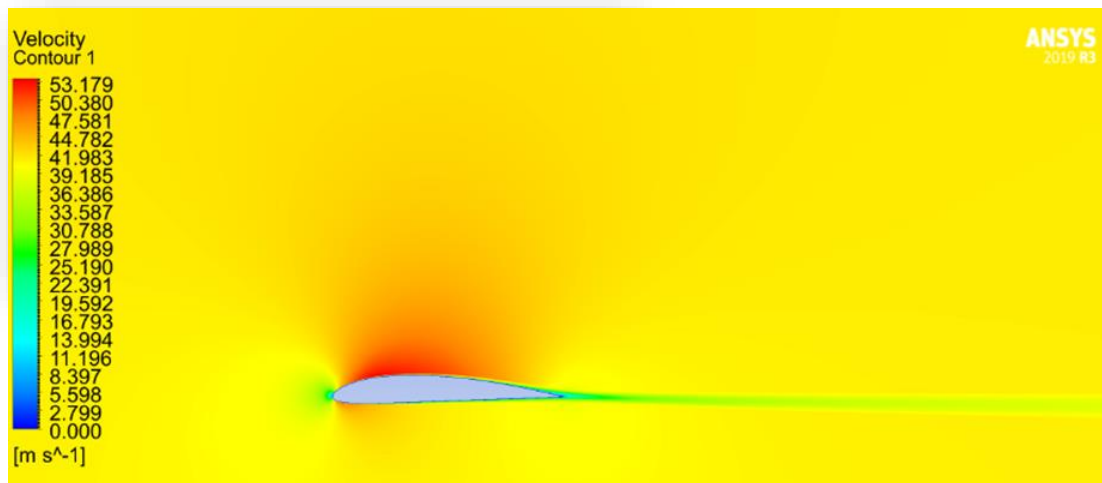


Figura 4.3 Grafica De Velocidad Con Angulo De Ataque A 0°. [Autor]

En la Figura 4.4 se observa la gráfica de viscosidad donde se visualiza la viscosidad con un valor de mínimo de ( $2,595 \cdot 10^{-3}$  Pa), donde se puede observar que el fluido no se despegue de la capa límite, lo cual permite una sustentación continua,



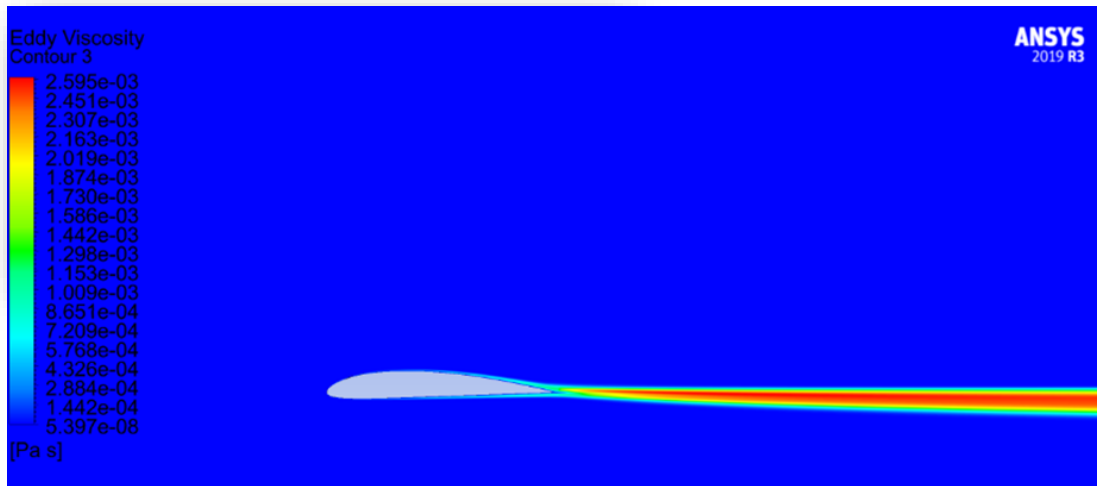


Figura 4.4 Grafica De Viscosidad Con Angulo De Ataque A 0°. [Autor]

#### 4.2.2 Graficas de Contorno de Presión, Velocidad y Viscosidad del Perfil Alar A 5°

En la Figura 4.5 se observa la gráfica de presión donde se visualiza una presión máxima de (962,360 Pa) y una presión negativa de (-1506,310 Pa), se puede analizar que la zona azul donde nos indica una presión menor generando una presión de vacío, la velocidad tiende a ser mayor, lo cual genera una sustentación mayor

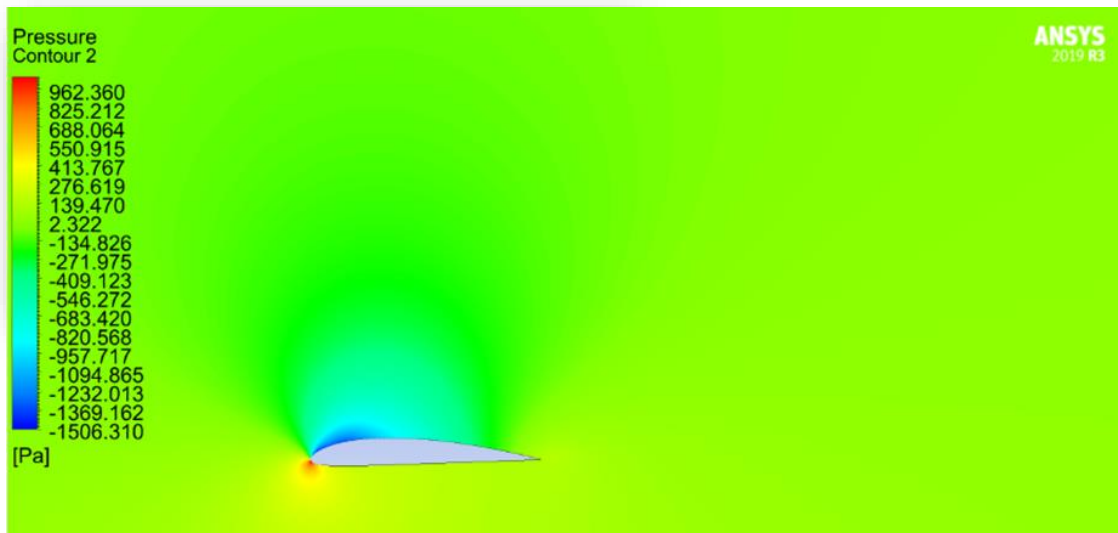


Figura 4.5 Grafica De Presión Con Angulo De Ataque A 5°. [Autor]

En la Figura 4.6, se observa la gráfica de velocidad, donde se visualiza la velocidad máxima de (61,828 m/s). donde la zona roja de gran área nos indica que la velocidad es alta y la presión es menor, se concluye que la sustentación es mayor a 5 °



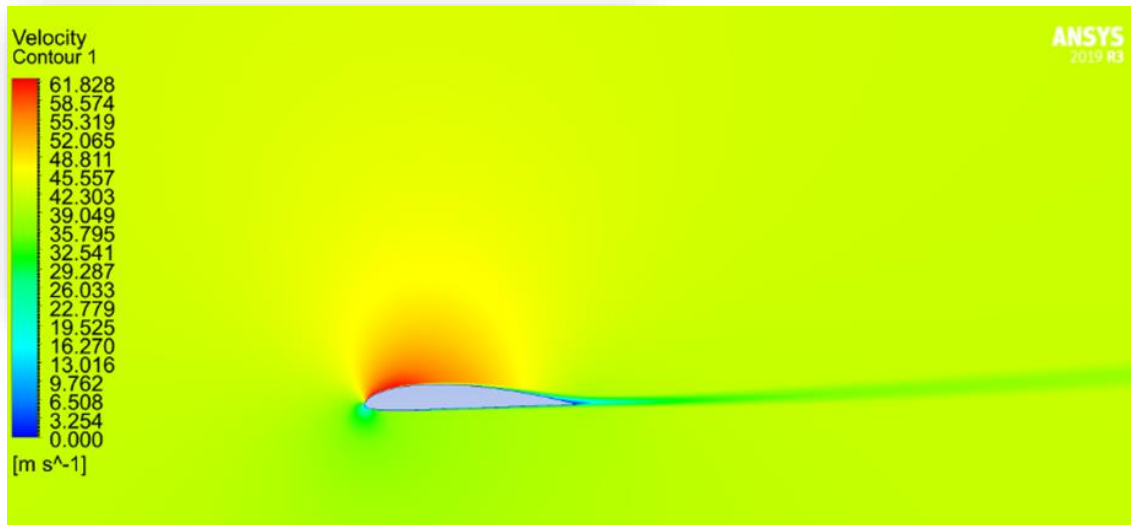


Figura 4.6 Grafica De Velocidad Con Angulo De Ataque A 5°. [Autor]

En la Figura 4.7 se observa la gráfica de viscosidad donde se visualiza la viscosidad con un valor de mínimo de  $(4,103 \times 10^{-3} \text{ Pa})$ , se observa que las líneas de flujo de la viscosidad se despegan al finalizar el área del perfil, lo cual concluye que la sustentación no es tan buena como a  $0^\circ$  ya que el fluido tiende a despegarse de la capa limite.

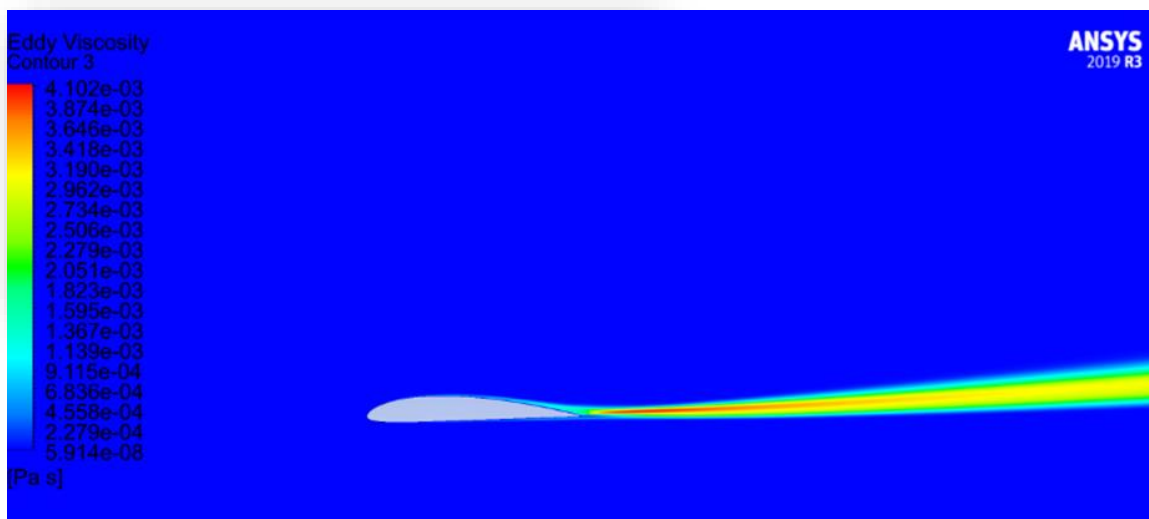


Figura 4.7 Grafica De Viscosidad Con Angulo De Ataque A 5°. [Autor]

#### 4.2.3 Graficas de Contorno de Presión, Velocidad y Viscosidad del Perfil Alar A $10^\circ$

En la Figura 4.8 se observa la gráfica de presión dónde se visualiza una presión máxima de  $(899,574 \text{ Pa})$  y una presión negativa de  $(-3289,930 \text{ Pa})$ , donde se observa que el área de presión mínima es menor, lo cual indica que la velocidad es alta y la sustentación tiende a ser mayor.

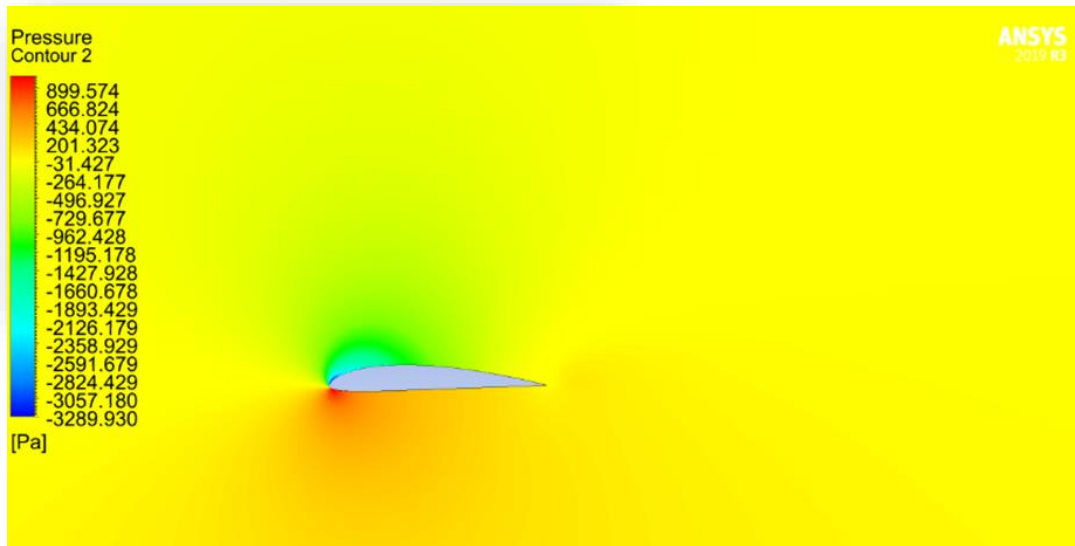


Figura 4.8 Grafica De Presión Con Angulo De Ataque A 10°. [Autor]

En la Figura 4.9, se observa la gráfica de velocidad, donde se visualiza la velocidad máxima de (79,993 m/s). donde se observa que la velocidad cada vez es más alta y se analiza que a 10° la sustentación que se genera es óptima para el vuelo en términos de velocidad.

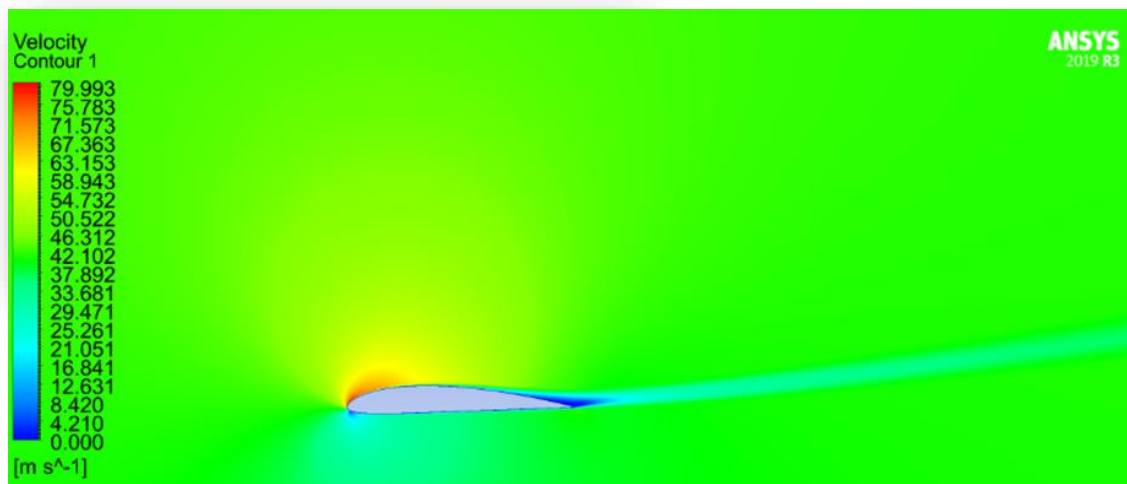


Figura 4.9 Grafica De Velocidad Con Angulo De Ataque A 10°. [Autor]

En la Figura 4.10 se observa la gráfica de viscosidad donde se visualiza la viscosidad con un valor de mínimo de  $(8,887 \times 10^{-3} \text{ Pa})$ , donde se observa que el fluido se empieza a desprender desde la mitad de la superficie del perfil alar, lo cual no genera una sustentación tan perfecta como se presentó a 0°, en términos de viscosidad.

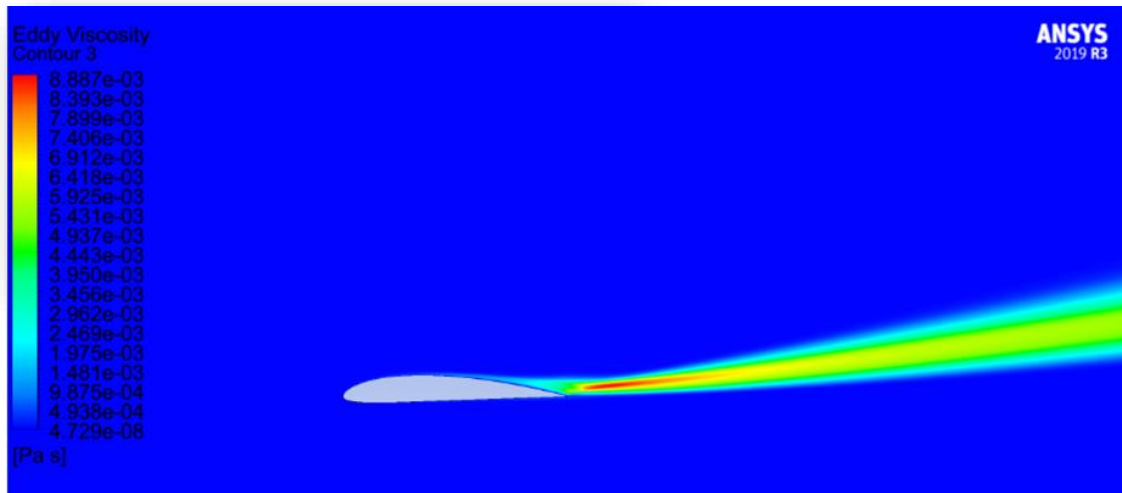


Figura 4.10 Grafica De Viscosidad Con Angulo De Ataque A 10°. [Autor]

### 4.3 Resultado 3: Simulación del Ala

Con la simulación del ala se obtuvieron las gráficas de presión y velocidad para 0°, 5° y 10°, sin embargo, para el ala se tomó más tiempo en la simulación ya que el área aumentaba y la superficie de contacto era mayor, después se observan los coeficientes de levantamiento y arrastre para cada Angulo de ataque.

#### 4.3.1 Graficas de Contorno de Presión, Velocidad del Ala A 0°

En la Figura 4.11 se observa la gráfica de presión donde se visualiza una presión máxima de (764,98 Pa) y una presión negativa de (-732,27 Pa), donde se observa que a presión indicada por el color rojo, tiene un área mínima creando una presión de vacío, lo cual genera mayor velocidad y mejor sustentación a lo largo del ala.

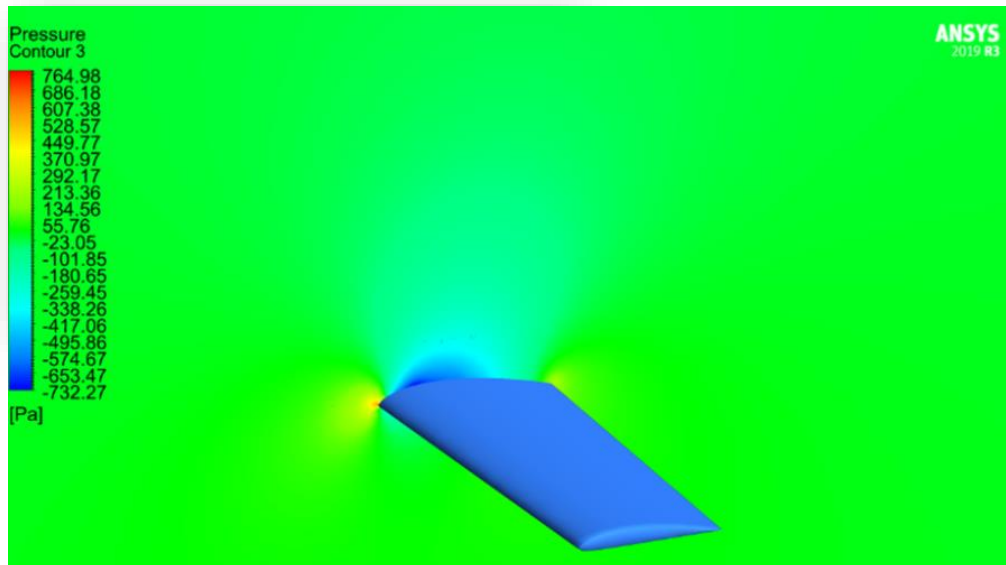


Figura 4.11 Grafica De Presión Con Angulo De Ataque A 0°. [Autor]

En la Figura 4.12 se observa la gráfica de velocidad, donde se visualiza la velocidad máxima de (51,85 m/s). donde se observa el área roja la cual indica estar presente a lo largo de la superficie alar, esto deduce que tiene velocidad considerable y genera buena sustentación.

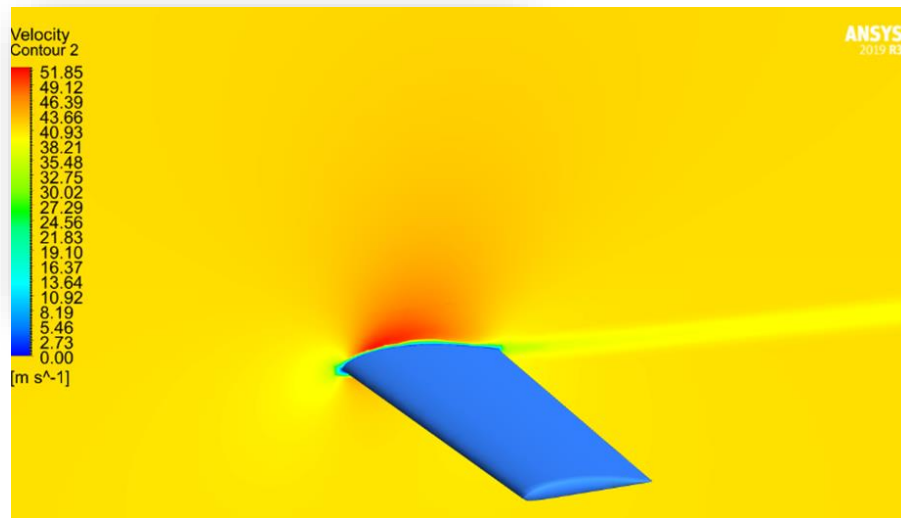


Figura 4.12 Grafica De Velocidad Con Angulo De Ataque A 0°. [Autor]

#### 4.3.2 Graficas de Contorno de Presión, Velocidad del Ala A 5°

En la Figura 4.13 se observa la gráfica de presión donde se visualiza una presión máxima de (732,71 Pa) y una presión negativa de (-1391,61 Pa), se puede observar que en cada simulacion aumentando el angulo de ataque, se observa que la presion disminuye generando una presión de vacío, como indica la barra lateral izquierda, esto nos permite decir que el ala tambien tiene una mayor velocidad y una sustentacion perfecta.

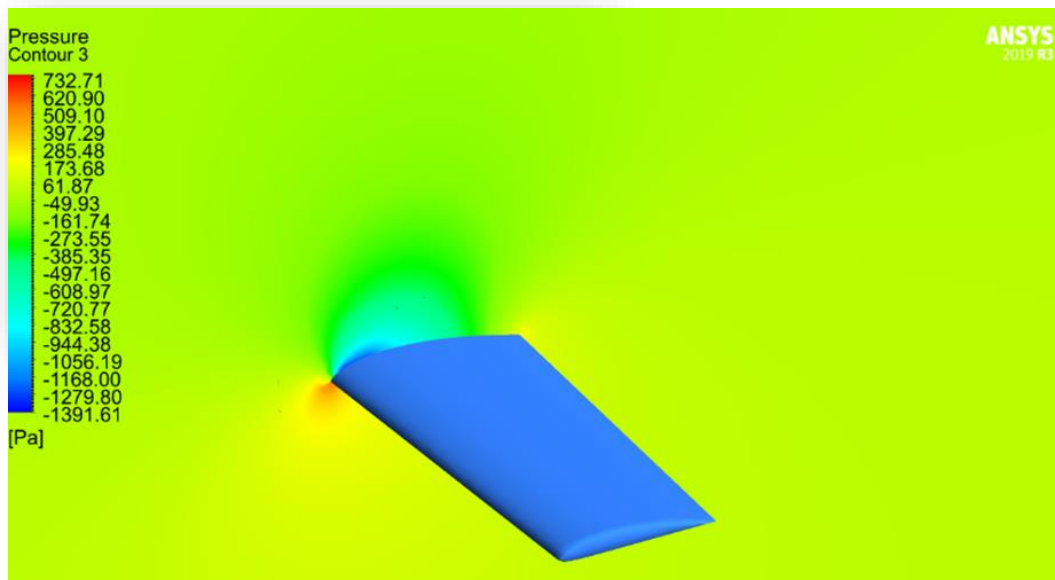


Figura 4.13 Grafica De Presión Con Angulo De Ataque A 5°. [Autor]

En la Figura 4.14 se observa la gráfica de velocidad, donde se visualiza la velocidad máxima de (59,64 m/s). se observa como la velocidad aumenta teniendo en cuenta que el área roja esta permanente a la superficie alar.

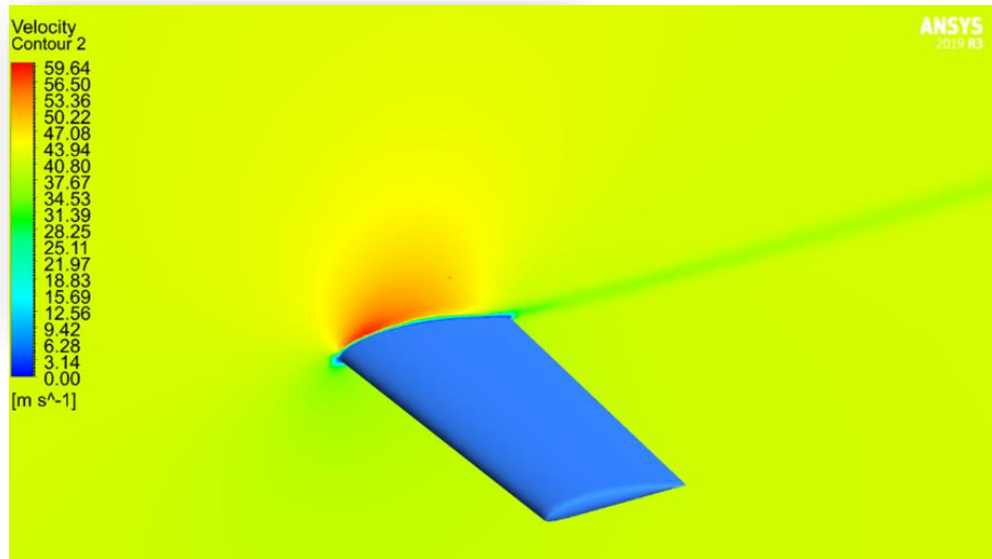


Figura 4.14 Grafica De Velocidad Con Angulo De Ataque A 5°. [Autor]

#### 4.3.3 Graficas de Contorno de Presión, Velocidad del Ala A 10°

En la Figura 4.15 se observa la gráfica de presión dónde se visualiza una presión máxima de (932,35 Pa) y una presión negativa de (-2466,99 Pa), se observa que la presión respecto alas anteriores aumenta, lo cual genera una menor sustentabilidad.

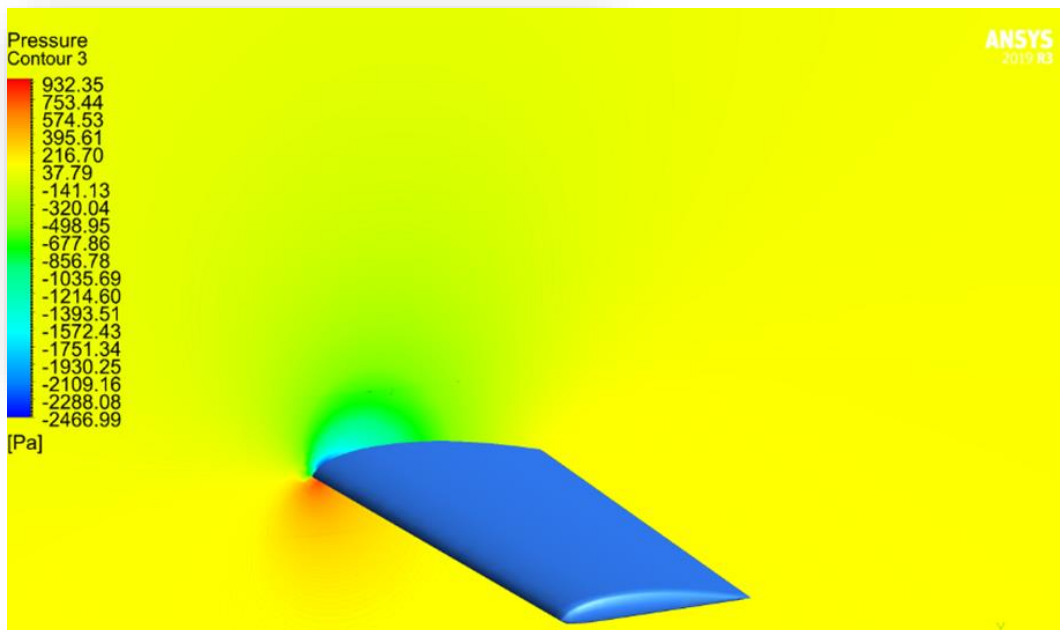


Figura 4.15 Grafica De Presión Con Angulo De Ataque A 10°. [Autor]

En la Figura 4.16 se observa la gráfica de velocidad, donde se visualiza la velocidad máxima de (71,28 m/s). se observa como la velocidad aumenta, al área roja estar en contacto con toda la superficie alar, con esto se concluye que las simulaciones del perfil alar y ala variando su Angulo de ataque, cuentan con una óptima sustentación de vuelo.

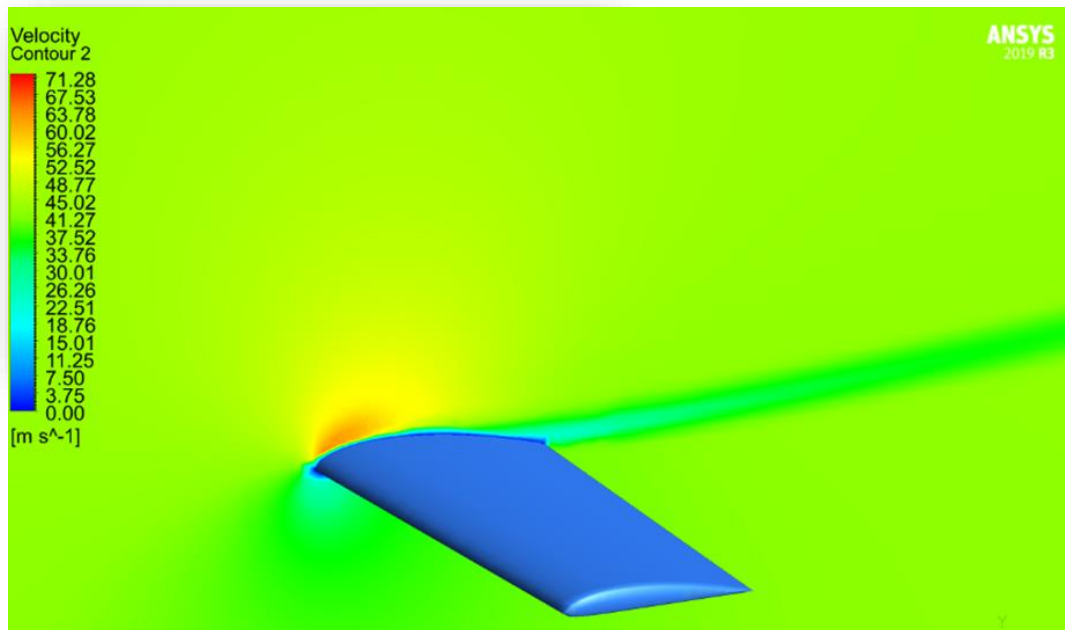


Figura 4.16 Grafica De Velocidad Con Angulo De Ataque A 10°. [Autor]

#### 4.4 Resultado 4: Simulación de la Aeronave

Para la simulación de la aeronave completa se obtuvieron las gráficas de presión y velocidad para únicamente 0°, se tomó aproximadamente 72 horas iterando por la complejidad del diseño de la aeronave, sin embargo, se logró obtener resultados considerables para realizar una construcción y proceder a realizar pruebas de vuelo a futuro.

##### 4.4.1 Graficas de Contorno de Presión, Velocidad de la Aeronave A 0°

En la Figura 4.17 se observa la gráfica de presión dónde se visualiza una presión máxima de (921,73 Pa) y una presión negativa de (-1876,66 Pa), lo cual las areas de color rojo son muy pequeñas respecto al area superficial de la aeronave, esto nos indica que la presion al no ser mayor, esto nos genera una mayor velocidad, por ende una sustentacion perfecta de la aeronave completa, se debe tener en cuenta que se realizo la simulacion unicamente para 0° ya que no contabamos con la herramienta adecuada (MAQUINA DE COMPUTO) para poder realizar la simulacion completa, tambien se realizo unicamente para mitad de aeronave ya que es una geometria simetrica y los resultados serian identicos.

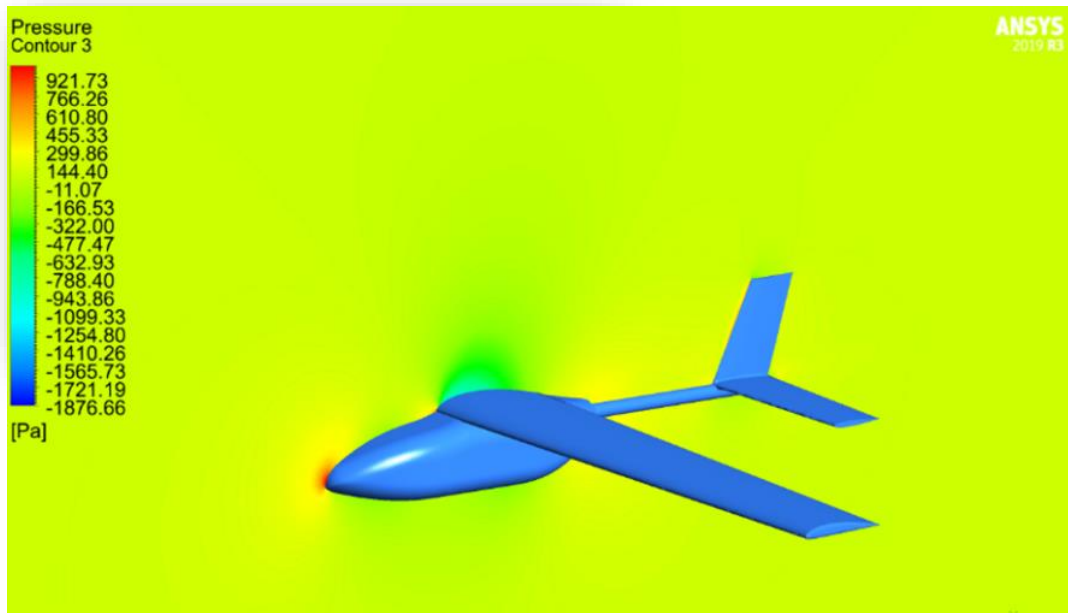


Figura 4.17 Grafica De Presión Con Angulo De Ataque A 0°. [Autor]

En la Figura 4.18, se observa la gráfica de velocidad, donde se visualiza la velocidad máxima de (57,97 m/s).

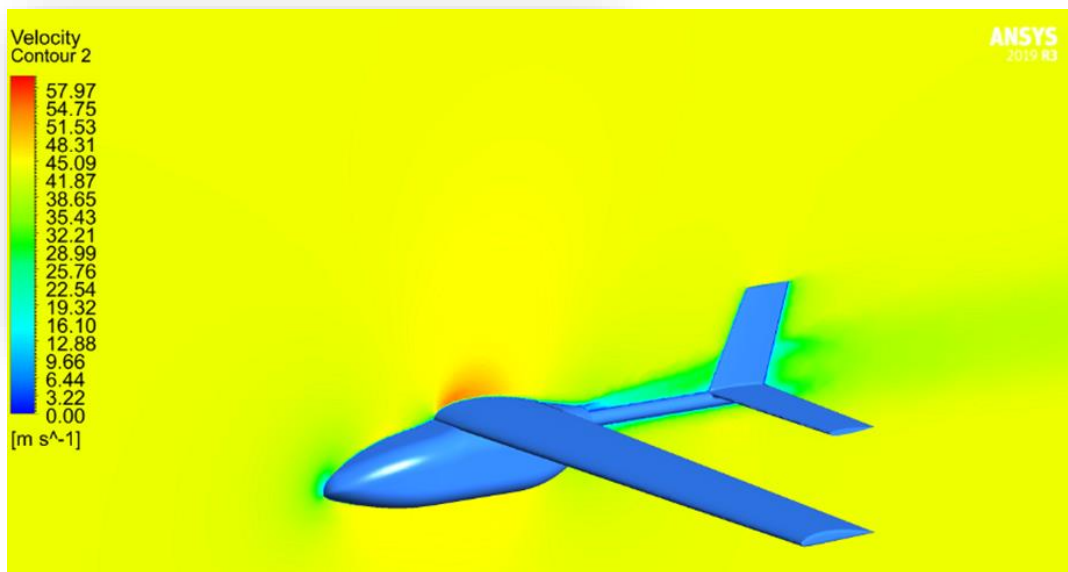


Figura 4.18 Grafica De Velocidad Con Angulo De Ataque A 0°. [Autor]

#### 4.4.2 Líneas de Flujo de la Aeronave

Las líneas de flujo que se muestran en la Figura 4.19, nos permiten visualizar el comportamiento que tiene el fluido con la superficie de la aeronave completa, dando como resultados una velocidad constante máxima de 60,19 m/s y sin turbulencia. en los puntos de mayor contacto de la superficie, en este caso las alas y estabilizador horizontal.



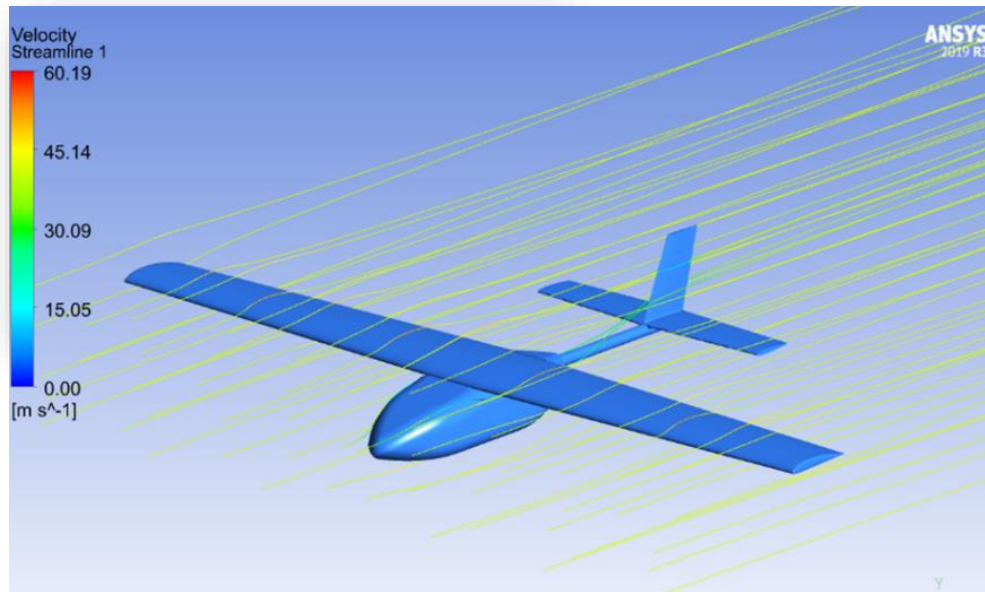


Figura 4.19 Grafica De Líneas De Flujo Para El Aeronave. [Autor]

#### 4.5 Resultado 5: Coeficientes de Levantamiento y Arrastre

Por ultimo se obtienen los coeficientes de levantamiento y arrastre para cada simulacion del perfil alar y el ala, donde cada angulo de ataque es de 0°, 5° y 10° grados, se compara con base a los datos de referencia de las graficas de coeficientes de sustentacion y resistencia la avance extraidas de la librería (AIRFOIL TOOLS) [40] como se muestra en la Tabla 4.1, para generar las graficas de referencia se debe hacer uso del numero de reynolds como se observa en la Ecuación 2-6, el cual en la librería se debe aproximar al mas cercano, en este caso 1,000,000. Ademas en la Tabla 4.1 se realcionan los coeficientes de los resultados dela nalisis de toda la aeronave.

SUPERFICIE	0° GRADOS		REFERENCIA		% ERROR	
PERFIL ALAR	CL	CD	CL	CD	CL	CD
	0,3236	0,0137	0,3822	0,00741	15,33	84,89
SUPERFICIE	5° GRADOS		REFERENCIA		% ERROR	
PERFIL ALAR	CL	CD	CL	CD	CL	CD
	0,8183	0,0179	0,9635	0,00842	15,07	112,59
SUPERFICIE	10° GRADOS		REFERENCIA		% ERROR	
PERFIL ALAR	CL	CD	CL	CD	CL	CD
	0,0299	1,2155	1,3045	0,01544	97,71	21,55

Tabla 4.1 Coeficientes Perfil Alar [40] [Autor]

SUPERFICIE	0° GRADOS		REFERENCIA	
AERONAVE	0,0377	0,0039	0,3822	0,00741

Tabla 4.2 Tabla de Coeficientes Aeronave. [Autor]



Donde, se concluye que el diseño del prototipo VANT tipo VTOL, cuenta con la aerodinámica aceptable para poder construir y llegar a pruebas de vuelo, esto teniendo en cuenta todos los resultados otorgados por la simulación del software ANSYS ya que tuvo un coeficiente de arrastre (CD) de 0.0039 y un coeficiente de levantamiento (CL) de 0.0377.

# CAPITULO 5

## 5. CONCLUSIONES, RECOMENDACIONES Y TRABAJOS FUTUROS

En este capítulo se indican las conclusiones y recomendaciones del proceso realizado para el prototipo UAV tipo VTOL, Se indican además propuestas de trabajo futuros al presente trabajo.

### 5.1 Conclusiones

Se logro obtener un diseño de ala tipo trapezoidal con perfil aerodinámico CLARK Y, utilizando la librería (AIRFOIL TOOLS) y utilizando el programa de diseño asistido por computador CAD, (SOLIDWORKS), teniendo en cuenta que las alas trapezoidales varían en la dimensión de la cuerda desde la raíz del ala hasta el extremo del ala.

Se logro obtener un diseño del prototipo completo UAV Tipo VTOL teniendo en cuenta que el diseño del estabilizador vertical y horizontal debe tener un porcentaje entre el 30% y el 50% menor respecto a las dimensiones del ala diseñada y construida.

Con la tecnología del programa CFD (ANSYS) se puede analizar los contornos de presión, velocidad y viscosidad, donde indica a través de valores y zonas de diferentes tonalidades, como se comporta estas variables en un perfil alar, superficie alar y aeronave Tipo VTOL.

Con la tecnología del programa CFD (ANSYS) se obtiene una aproximación de datos, donde el error para el perfil alar no es superior a 15% para los ángulos de ataque de 0 y 5 grados

Con este tipo de simulaciones es posible analizar cualquier tipo de perfil aerodinámico y obtener datos reales del comportamiento de un perfil, ala y aeronave en condiciones de vuelo, dando así un diseño y un sistema de vuelo adecuado.

### 5.2 Recomendaciones a Trabajos Futuros

Se recomienda realizar una simulación con mayor número de iteraciones para poder tener un análisis más profundo del comportamiento de la aeronave respecto al fluido.

Se recomienda simular la aeronave completa variando el ángulo de ataque a 5° y 10° para poder comparar y así concluir en que ángulo tiene mayor sustentabilidad.

Para la construcción ya iniciada del prototipo UAV Tipo VTOL en madera balsa, se recomienda realizar el ensamble y acondicionamiento de 4 motores para una mejor sustentación.

Realizar pruebas de vuelo y comparar los datos arrojados por el software (ANSYS FLUENT) con los resultados prácticos de vuelo.

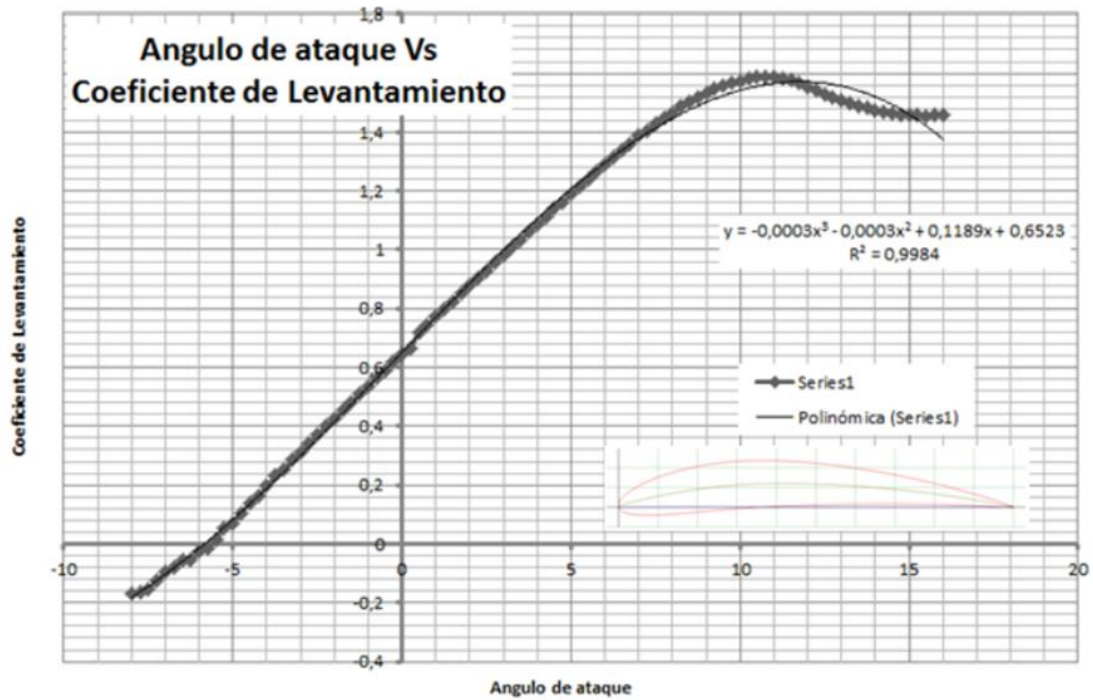
## 6. BIBLIOGRAFÍA

- [1] M. A. M. NAVARRO, «Principios aerodinámicos aplicados a la aviación.» [https://www.manualvuelo.es/1pbav/12\\_aerod.html](https://www.manualvuelo.es/1pbav/12_aerod.html) (accedido abr. 06, 2021).
- [2] MIGUEL ANGEL MUÑOZ NAVARRO, «La atmósfera como lugar de vuelo y sus propiedades». [https://www.manualvuelo.es/1pbav/11\\_atmos.html](https://www.manualvuelo.es/1pbav/11_atmos.html) (accedido abr. 06, 2021).
- [3] K. ACADEMY, «¿Qué es la ecuación de Bernoulli? (artículo) | Khan Academy». <https://es.khanacademy.org/science/physics/fluids/fluid-dynamics/a/what-is-bernoullis-equation> (accedido abr. 06, 2021).
- [4] S. Hidalgo, «¿Qué es el ángulo de ataque? Ingeniería Aeroespacial», 2020. <https://www.sergiohidalgo.site/que-es-el-angulo-de-ataque/> (accedido abr. 06, 2021).
- [5] «Numero de Reynolds - Valvias». <http://www.valvias.com/numero-de-reynolds.php> (accedido abr. 06, 2021).
- [6] «Aerodinámica, el alargamiento |»». <https://gatovolante.wordpress.com/2015/01/06/aerodinamica-el-alargamiento/> (accedido abr. 06, 2021).
- [7] U. D. I. Y. DESARROLO, «MANUAL AERODINAMICA», 2002. Accedido: abr. 06, 2021. [En línea]. Disponible en: <https://www.udi.edu.co/images/biblioteca/aeronautica/aerodinamica.pdf>.
- [8] E. V. D. L. G. AVUTARDA, «¿En qué consiste el momento de cabeceo?», 2018. <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2018/04/en-que-consiste-el-momento-de-cabeceo.html> (accedido abr. 06, 2021).
- [9] E. V. D. L. G. AVUTARDA, «El efecto del CG en la eficiencia de los aviones», 2016. <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2016/09/el-efecto-del-cg-en-eficiencia-de-los.html> (accedido abr. 06, 2021).
- [10] «Nomenclatura y Terminología del perfil del ala - Aerodeporte a Control». <https://aerodeporte.blogspot.com/2016/09/nomenclatura-y-terminologia-del-perfil.html> (accedido abr. 06, 2021).
- [11] «NACA 2415 (n2415-il)». <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n2415-il> (accedido abr. 06, 2021).
- [12] «Perfil alar - Wikiwand». [https://www.wikiwand.com/es/Perfil\\_alar](https://www.wikiwand.com/es/Perfil_alar) (accedido abr. 06, 2021).
- [13] J. A. Rodriguez, «Diferentes tipos de alas». <https://www.ultraligeros.net/diferentes-tipos-de-alas/> (accedido abr. 06, 2021).
- [14] L. BOLAÑOS, «Usos de los aviones», 2014. <http://laurabrconanimales.blogspot.com/2014/02/usos-de-los-aviones.html> (accedido abr. 06, 2021).
- [15] G. Goebel y G. Goebel, *The Bell UH-1 Huey*. EEUU: vectorsite.net, 2007.

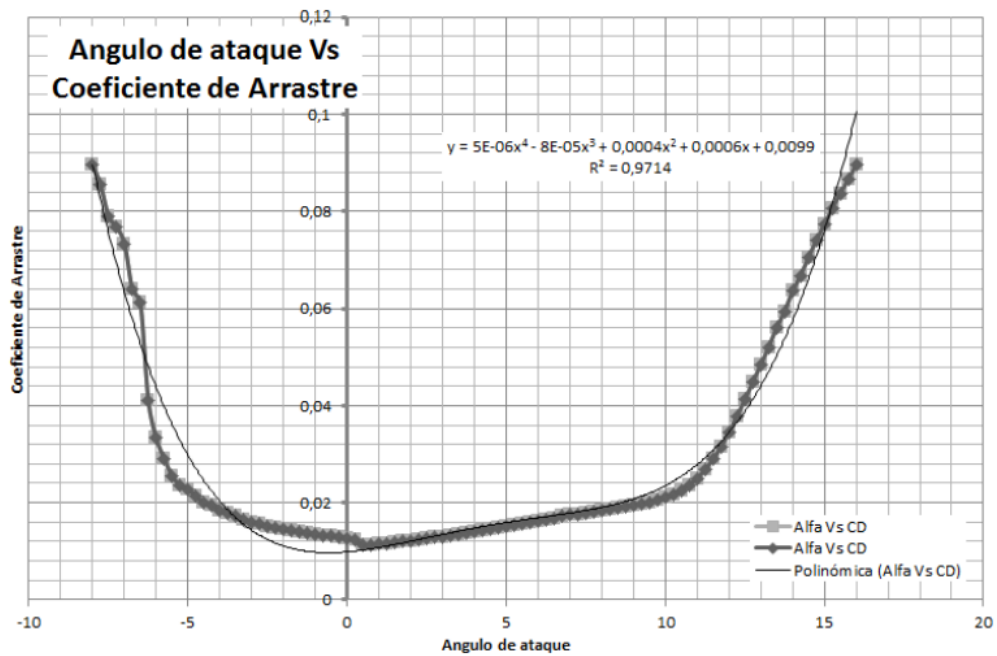
- [16] W. Cheng, «Diario del Aeromodelista: ALA FIJAS». <http://www.diariodelaeromodelista.es/p/ala-fijas.html> (accedido abr. 06, 2021).
- [17] «Avión de entrenamiento - la enciclopedia libre», 2021. [https://es.wikipedia.org/wiki/Avión\\_de\\_entrenamiento#/media/Archivo:Slingsby.firefly.t67m.fairford2006 arp.jpg](https://es.wikipedia.org/wiki/Avión_de_entrenamiento#/media/Archivo:Slingsby.firefly.t67m.fairford2006 arp.jpg) (accedido abr. 06, 2021).
- [18] R. MANZARET, «INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL Diseño y Desarrollo de un Vehículo Aéreo No Tripulado controlado vía remota para Aplicaciones de Supervisión», 2018.
- [19] GERARDO, «Clasificación de los VANTS ->». <https://sites.google.com/site/gerardovp1a/home/vants-con-planes-de-vuelo> (accedido abr. 06, 2021).
- [20] «VTOL - Wikipedia, la enciclopedia libre». <https://es.wikipedia.org/wiki/VTOL> (accedido abr. 06, 2021).
- [21] B. Norton y B. Norton, *Bell Boeing V-22 Osprey, Tiltrotor Tactical Transport*. Earl Shilton, Leicester, Reino Unido: Midland Publishing, 2004.
- [22] J. G. de la Cuesta y J. García de la Cuesta, *Terminología aeronáutica*. Ediciones Díaz de Santos, 2003.
- [23] W. Norton, *VOUGHT / HILLER / RYAN XC-142A TILTWING VSTOL TRANSPORT*, First. California, United States: Ginter Books, 2006.
- [24] «Bell X-22A». <https://vertipedia-legacy.vtol.org/vstol/VSTOLWheel/BellX-22A.htm> (accedido abr. 06, 2021).
- [25] «Dinámica de Fluidos Computacional: ¿que es?» <https://www.esss.co/es/blog/dinamica-de-fluidos-computacional-que-es/> (accedido abr. 06, 2021).
- [26] M. T. Çakır, «Long Range VTOL UAV Design | 3D CAD Model Library | GrabCAD», 2019. <https://grabcad.com/library/long-range-vtol-uav-design-1> (accedido abr. 06, 2021).
- [27] «dominio-discretizado\_es.jpg (572×269)». [https://storage.googleapis.com/site.esss.co/2016/06/dominio-discretizado\\_es.jpg](https://storage.googleapis.com/site.esss.co/2016/06/dominio-discretizado_es.jpg) (accedido abr. 06, 2021).
- [28] «ANAC AVIACIÓN CIVIL ARGENTINA MANUAL DE PILOTO PRIVADO DE AVIÓN», 2019.
- [29] J. S.-H. Pérez, «La industria aeronáutica y los materiales compuestos. La tecnología “carbon forgé”», 2014. <http://www.hispaviacion.es/la-industria-aeronautica-y-los-materiales-compuestos-la-tecnologia-carbon-forge/> (accedido abr. 06, 2021).
- [30] R. U. Arechaga, «Materiales de alto rendimiento para el sector más exigente - Metalmecánica», 2012. <https://www.interempresas.net/MetalMecanica/Articulos/101083-Materiales-de-alto-rendimiento-para-el-sector-mas-exigente.html> (accedido abr. 06, 2021).
- [31] M. Torres y I. Idareta, «Nuevos procesos de fabricación de fuselajes en material compuesto», vol. 2, pp. 127-132, 2018.

- [32] «Clément Ader - , la enciclopedia». [https://es.wikipedia.org/wiki/Clément\\_Ader](https://es.wikipedia.org/wiki/Clément_Ader) (accedido abr. 06, 2021).
- [33] A. ROTA, «Jueves Retro, capítulo 3: BLÉRIOT XI, el primero en atravesar el Canal de la Mancha | Aviacionline.com», 2020. <https://www.aviacionline.com/2020/02/jueves-retro-capitulo-3-bleriot-xi-el-primer-en-atravesar-el-canal-de-la-mancha/> (accedido abr. 06, 2021).
- [34] P. Elbers, «FLYING-V - El prototipo del futuro de KLM y TU Delft levanta vuelo», 2020. <https://www.thebrandsoup.com/tech-soup/techworld/flying-v-el-prototipo-del-futuro-de-klm-y-tu-delft-levanta-vuelo/> (accedido abr. 06, 2021).
- [35] V. G. J, «Así funciona Flying-V, nuevo avión de KLM», 2019. <https://lifeandstyle.expansion.mx/tech/2019/06/06/asi-funciona-flying-v-nuevo-avion-klm> (accedido abr. 06, 2021).
- [36] E. PAIS, «Maveric: el nuevo avión futurista de Airbus». [https://elpais.com/economia/2020/02/11/actualidad/1581420034\\_764748.html](https://elpais.com/economia/2020/02/11/actualidad/1581420034_764748.html) (accedido abr. 06, 2021).
- [37] J. PASTOR, «Airbus desvela el Maveric», 2019. <https://www.xataka.com/vehiculos/airbus-desvela-maveric-sorprendente-avion-ala-integrada-que-quiere-revolucionar-aviacion-comercial> (accedido abr. 06, 2021).
- [38] «CLARK Y AIRFOIL (clarky-il)», 2020. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=clarky-il> (accedido abr. 06, 2021).
- [39] J. PASTOR, «ANSYS plataforma de solucion CAE». <https://www.3dcadportal.com/ansys.html> (accedido abr. 06, 2021).
- [40] «CLARK-Y 11.7%», *GRAFICAS CL Y CD*, 2021. <http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-clarkysm-il-200000> (accedido abr. 06, 2021).
- [41] A. M. Aero-design, S A E, ADONAI ZAPATA, «R e p o r t e d e d i s e ñ o», 2016.

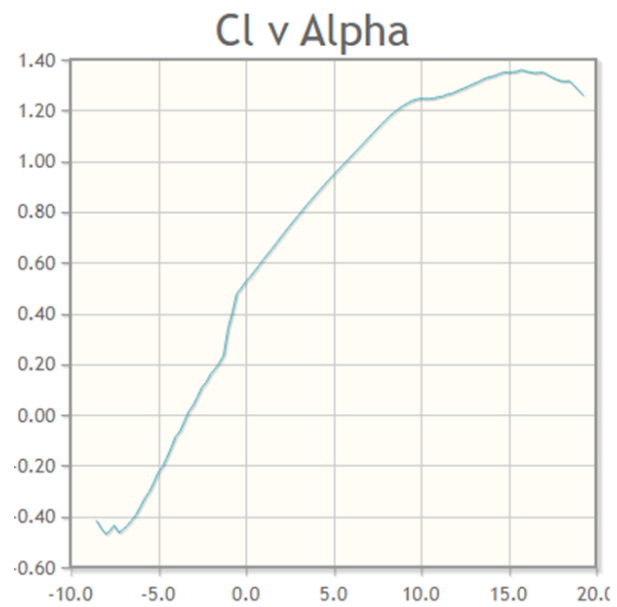
## 7. ANEXOS



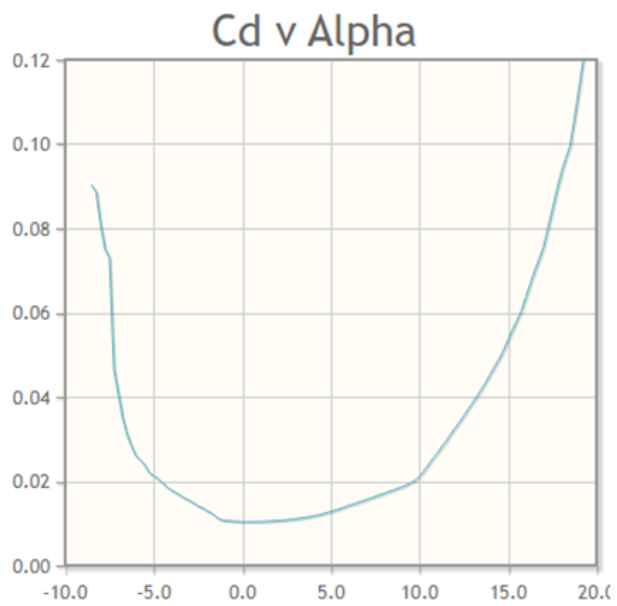
Grafica de referencia ángulo de ataque contra coeficiente de sustentación [41]



Grafica de referencia ángulo de ataque contra coeficiente de resistencia la avance [41]



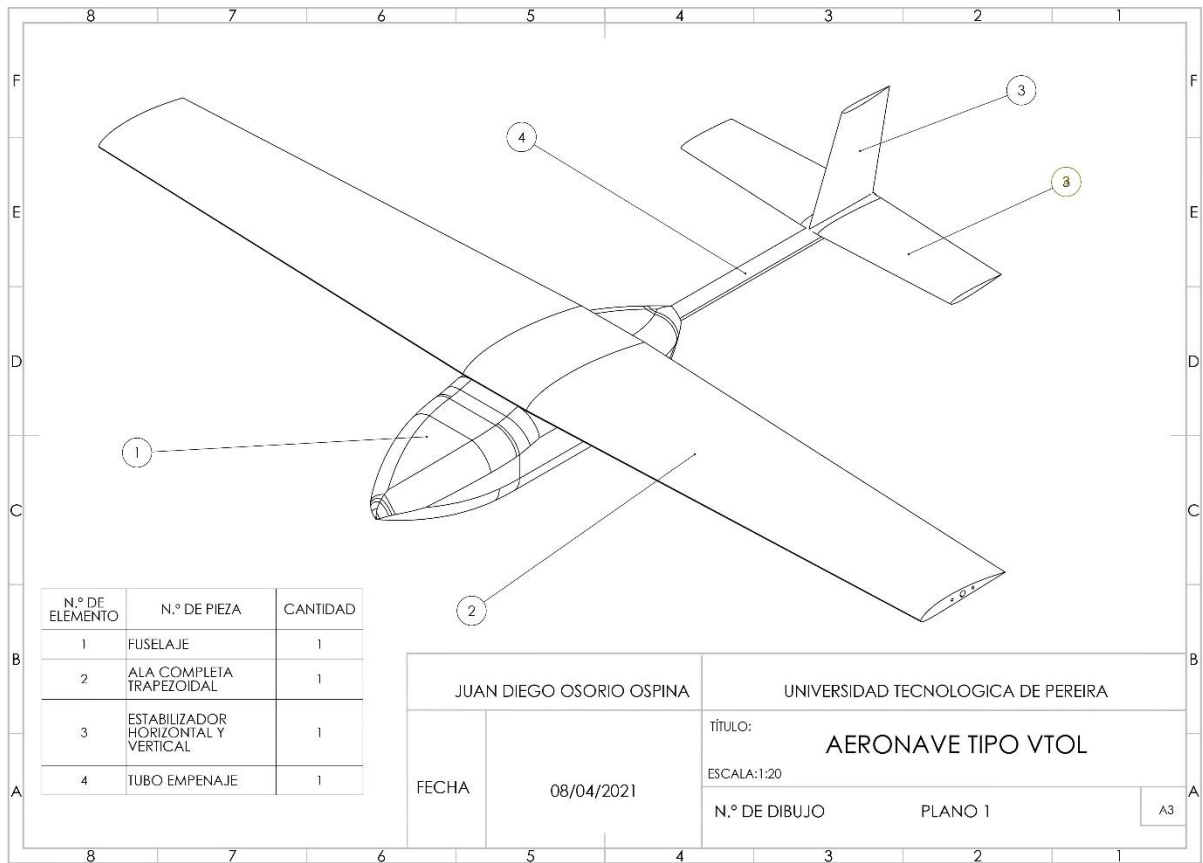
Grafica de referencia ángulo de ataque contra coeficiente de sustentación [40]



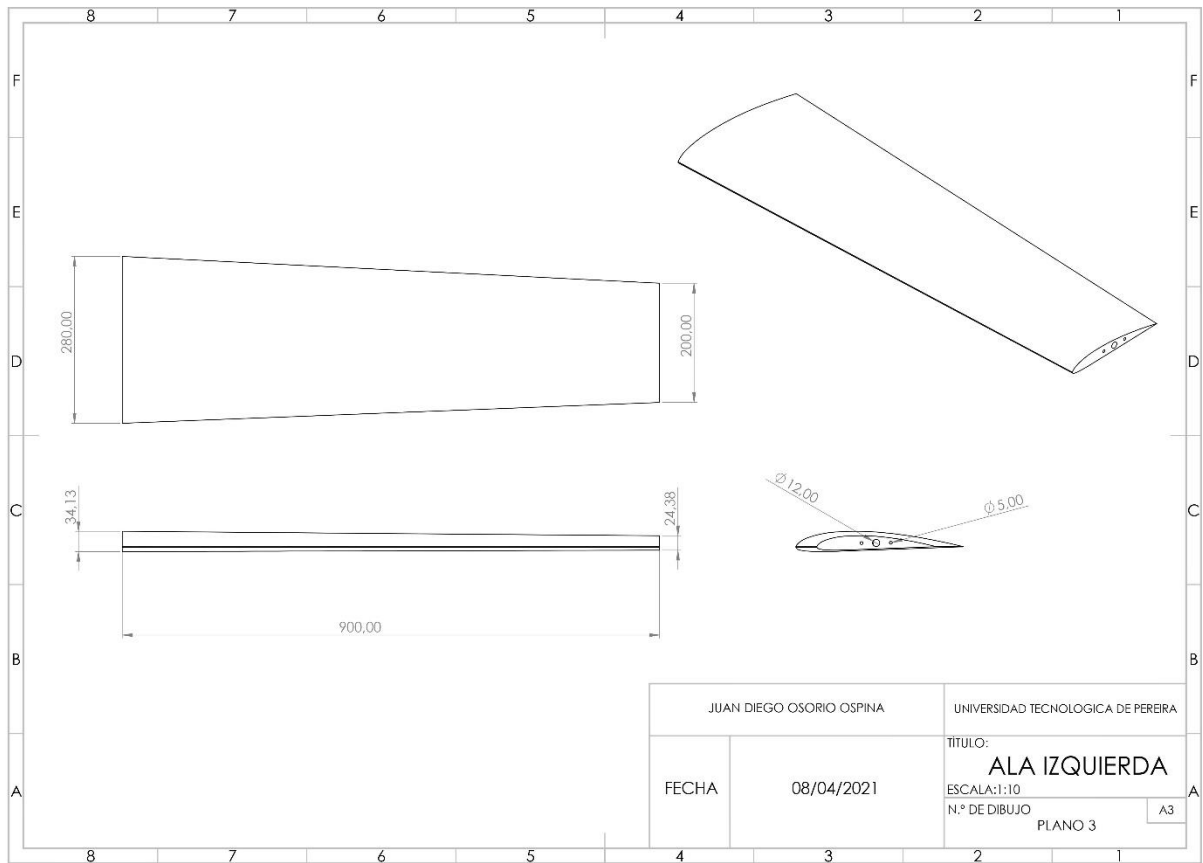
Grafica de referencia ángulo de ataque contra coeficiente de resistencia la avance [40]







Plano de Aeronave Tipo VTOL. [Autor]



Plano de Ala Izquierda. [Autor]